



Università degli Studi di Genova

Facoltà di Ingegneria

A.A. 2009-2010

Tesi di Laurea

Flaps biomimetici per l'ottimizzazione aerodinamica di ali

Candidata: Francesca Negrello

Relatore: Chiar.mo Prof. Alessandro Bottaro

Correlatori: Prof. Luigi Carassale

Dott. Andrea Freda

Indice

1. ABSTRACT	1
2. INTRODUZIONE:	4
2.1. Cos'è un flap	9
2.2. Cosa significa passivo	11
2.3. Cosa si intende per biomimetico	12
3. ALLESTIMENTO DELLE PROVE IN GALLERIA DEL VENTO:	14
3.1. Galleria del vento DICAT-DIFI	14
3.2. Allestimento prove:	17
3.2.1. Telaio di supporto	17
3.2.2. Profilo alare	20
3.3. Strumentazione:	21
3.3.1. Tubo di pitot	21
3.3.2. Sonda multiforo	22
3.3.3. Celle di carico	23
3.3.4. Termometro	24
3.4. Software per il campionamento e l'elaborazione dei dati	25
4. SPERIMENTAZIONE IN GALLERIA DEL VENTO:	26
4.1. La progettazione: disegni, problematiche	26
4.2. Le prime prove: caratterizzazione aerodinamica del profilo alare	28
4.3. Analisi spettrale	32
4.4. Elaborazioni teoriche per lo sviluppo dei flaps passivi	42
4.5. Realizzazione flaps	44
5. ANALISI DEI RISULTATI E CONFRONTO CON LA LETTERATURA:	49
5.1. Le prove con i flaps:	49
5.1.1. Risultati flap scarsamente permeabile	50
5.1.2. Risultati flap permeabile	53
5.1.3. Risultati con due serie di flaps permeabili	56
5.2. Confronto con la letteratura	60
6. CONCLUSIONI ED EVENTUALI SVILUPPI FUTURI:	66
6.1. Conclusioni	66
6.2. Sviluppi futuri	68

7. BIBLIOGRAFIA	70
8. RINGRAZIAMENTI	71

1. Abstract

Per presentare il lavoro svolto, occorre partire dal titolo: “flaps biomimetici per l’ottimizzazione aerodinamica di ali”; la ricerca sperimentale effettuata parte dall’intuizione che la natura possa fornire un modello a cui ispirarsi per sviluppare ed innovare le tecnologie esistenti ed attraverso cui arrivare alla sintesi di nuove conoscenze. Questo è il significato del termine biomimetico che ci ha accompagnato, ed il contesto scientifico-culturale in cui si innesta la presente esperienza. Solitamente le prestazioni dei profili alari sono modificate mediante l’utilizzo di flaps che vengono movimentati opportunamente durante il volo; questo permette di variare la configurazione rigida dell’ala di un aereo. È stato osservato che in condizioni critiche di volo, alcune particolari piume delle ali degli uccelli si sollevano spontaneamente per ridurre ed interagire con la formazione di vortici a fondo ala e prevenire il distacco della vena fluida.

Si è cercato pertanto di simulare la presenza di tali piume su un profilo alare, attraverso la realizzazione di particolari flaps passivi testati in galleria del vento. Fonte di ulteriore novità è l’aggettivo “passivi”, infatti per azionare tali flaps non occorre alcun apporto energetico esterno se non quello fornito dall’interazione con il fluido stesso, a differenza di quelli attualmente utilizzati che prevedono l’uso di servomeccanismi per controllarne la movimentazione. Da quanto detto si intuisce la volontà di ottimizzazione aerodinamica: a tale proposito sono stati studiati i coefficienti adimensionali di portanza e resistenza del profilo senza il controllo e successivamente con applicate le varie tipologie di flaps realizzate e studiate.

Il lavoro svolto è sintetizzabile in tre macro fasi, che per quanto differenziate, in qualche modo sono legate tra loro: l’organizzazione del lavoro, lo svolgimento effettivo delle prove, l’elaborazione dei risultati. Ogni fase ha richiesto competenze appartenenti ad ambiti disciplinari differenti: la progettazione di parti necessarie alla realizzazione strutturale della sperimentazione, l’utilizzo di programmi di disegno, in particolare autocad, per rendere interpretabile univocamente quanto progettato, l’uso della strumentazione del laboratorio ad esempio celle di carico, tubo di Pitot ed anemometro, nonché dell’utilizzo della galleria del vento; non da ultimo anche la presa di coscienza delle potenzialità di strumenti di calcolo digitale per l’analisi dei dati raccolti, nello specifico matlab. Per quanto riguarda la prima fase, oltre a realizzare il supporto per la strumentazione ed il profilo stesso, è occorso giungere alla definizione della struttura dei flaps, unendo le scarse informazioni trovate in letteratura ad uno studio teorico del flap, approssimabile ad una trave incastrata ad un estremo. Allo stesso modo si è operato per la scelta del materiale e della posizione sul profilo in cui collocare i flaps, cercando di rimanere quanto più aderenti al modello reale di riferimento: le piume sulle ali degli uccelli. La definizione dei flaps si è svolta in più step accompagnati da test qualitativi per

verificare la loro reale efficacia, prima di procedere alla sperimentazione vera e propria. Per quanto riguarda le misure effettuate in laboratorio sono state condotte prove sul profilo sprovvisto di ogni controllo, per identificarne le sue caratteristiche, quindi sono state testate tre differenti tipologie di flaps: una scarsamente permeabile, una permeabile e infine due serie di flaps permeabili, cercando in questo modo di simulare meglio la realtà. Infatti le piume reali, non solo sono disposte su più strati, ma sono anche porose essendo un insieme di filamenti organici resi solidali dalla presenza della nervatura centrale realizzata in questo caso da un rinforzo in acciaio.

Concludendo, i risultati ottenuti sono abbastanza buoni, riuscendo effettivamente a fornire un incremento di portanza dopo lo stallo, ed in un caso a ritardare quest'ultimo, ma non esauriscono la sperimentazione in questo campo. Infatti lo scopo di questo ciclo di esperimenti non è quello di giungere ad una definizione completa del fenomeno studiato, ma di fornire una riprova di quanto intuito per consentire, in futuro, una sperimentazione a più ampio raggio. In quest'ottica è stato possibile suggerire alcune possibili strade di sviluppo futuro del cammino intrapreso, in vista del perfezionamento di quanto studiato in questa sede e per la realizzazione di nuove soluzioni.

1. Abstract

To present the research developed in these months, we have to start from the title “biomimetic flaps for aerodinamically optimised wings”; the fundamental intuition is that the nature could be a model to follow to produce improvements in technology. Usually on commercial aircraft there are flaps which modify the flow through the airfoil to prevent separation. It was discovered that birds have, on the upper surface of the wings, autonomous pop-up feathers, interpreted as biological high lift devices since they help the flow in flight at high angle of attack and in gusty winds. The present experiments were done trying to reproduce the benefits of the pop-up feathers; the passive flaps under reversed flow conditions pop-up. Were disposed over an airfoil which sits in a wind tunnel. Starting the experience I had to organize the phases of the work: first project the structure to support the airfoil in the wind tunnel, second do the tests, third interpret the results. Everyone of these activities has given me the opportunity to really do what I have studied. So far regarding the experiments three type of flaps, different in density and position, were tested to approximate the real effects of feathers. In conclusion we have confirmed that this kind of passive flaps could be useful, and now the objective is to develop a deeper knowledge of the phenomenon, perhaps additional tests and simulations.

2. Introduzione

Il volo: da sempre ha impressionato l'animo e la fantasia dell'umanità, basti pensare alla cultura della Grecia antica ricca di miti e leggende che raccontano il desiderio e l'ambizione dell'uomo di volare, di cui il riferimento più immediato è sicuramente il mito di Dedalo e Icaro, ma lo stesso Platone trattò il tema e scrisse il mito della biga alata. Nei secoli al sogno e alla fantasia seguì quindi la sperimentazione accompagnata dallo studio, infatti i filosofi antichi ritenevano che la capacità di librarsi in aria potesse essere conseguita imitando i movimenti delle ali degli uccelli e utilizzando gas leggeri. Diversi sono gli studiosi e filosofi che, nel corso dei secoli, si cimentano nello studio della fisica ed in particolare dei fluidi. Dico filosofi e non fisici perché nell'antichità il termine filosofo aveva un'accezione più ampia rispetto a quella odierna, infatti la filosofia nasce come studio della natura oltre a cercare i principi e le cause della realtà, ovvero ciò che c'è oltre la fisica, la metafisica. Con Aristotele, IV secolo, si delineano quei percorsi che oggi risultano profondamente scissi ovvero lo studio della fisica e della metafisica ovvero l'oltre, lo studio delle realtà razionali trascendenti la conoscenza fisica e matematica. Nonostante ciò, occorre attendere un secolo per arrivare al primo oggetto più pesante dell'aria in grado di alzarsi in volo: l'aquilone, realizzato attorno al V secolo a.C. Nel XIII secolo Ruggiero Bacone, sulla base di studi ed esperimenti, giunse alla conclusione che l'aria potesse sostenere i corpi così come l'acqua era in grado di mantenere a galla le imbarcazioni. Nei secoli successivi non possiamo dimenticare il genio di Leonardo da Vinci che raccolse numerosi dati sul volo degli uccelli e disegnò sofisticate macchine volanti. Egli progettò tre velivoli più pesanti dell'aria: l'ornitottero (fig.2.1), un elicottero ed un aliante.

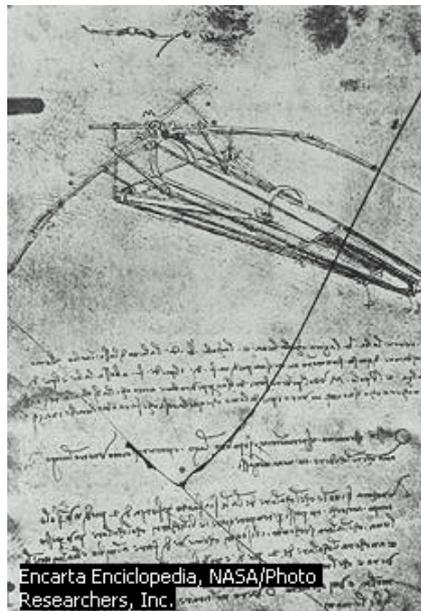


Fig.2. 1 : Disegno del progetto dell'Ornitottero di Leonardo Da Vinci

L'ornitottero è una macchina con ali meccaniche predisposte per oscillare come quelle di un uccello; l'elicottero, fu progettato per innalzarsi grazie alla rotazione di un rotore posto su un asse verticale; ed infine l'aliante era costituito da un'ala fissata ad una fusoliera. I progetti di Leonardo, che furono i primi formulati in modo scientifico, prevedevano quale sistema di propulsione l'impiego della potenza muscolare umana, da lui profondamente studiata ma tuttavia decisamente inadeguata per consentire il volo con le macchine da lui concepite. Tuttavia le macchine leonardesche rielaborate con nuovi materiali e mezzi di propulsione sono gli antenati di diversi velivoli attuali. Questo perché l'idea alla base di queste invenzioni era corretta ma mancava una tecnologia adeguata a supportarla.

Oggi in Canada è portato avanti il Progetto Ornitottero (Ornithopter Project fig.2.2) da un gruppo di studiosi dell'Università di Toronto che si ripropongono di riuscire a realizzare l'idea di Leonardo: sfruttare per il volo, non tanto la spinta aerodinamica dell'aria, quanto piuttosto il meccanismo del battito alare degli uccelli.



Fig.2. 2: Ornithopter Project

Molti grandi scienziati dovettero misurarsi con il tema del volo e le loro previsioni non sempre furono favorevoli; un esempio ne è Lord Kelvin (William Thomson) che nel 1896 rifiutò un invito a partecipare alla Aeronautical Society, scrivendo: "Non ho la minima molecola di fede nella navigazione aerea diversa dal volo in pallone o di speranza di buoni risultati da nessuno dei tentativi di cui sentiamo"[3]. Nel 1902 in una intervista ad un giornale prediceva che "Nessun pallone e nessun aeroplano avranno mai successo in pratica"[4].

Sempre agli inizi del XIX secolo un altro scienziato, George Cayley, studiò invece le proprietà delle superfici portanti e il fenomeno della resistenza dell'aria per mezzo di esperimenti che utilizzavano aquiloni e alianti ad ali curve muniti di timone; progettò inoltre un elicottero a eliche controrotanti e un aeroplano (1843) munito di un'elica orizzontale.

Un altro studioso britannico, Francis Herbert Wenham, si servì per le sue esperienze di una galleria aerodinamica e progettò un velivolo ad ali multiple poste una sopra l'altra, antenato del biplano.

In questo contesto di voci alterne si inserisce la presenza dei fratelli Wright, Wilbur ed Orville. Estremamente interessati agli studi sul volo condotti dall'ingegnere tedesco Otto Lilienthal e dall'ingegnere statunitense Octave Chanute, si dedicarono al progetto e alla realizzazione di un aliante che sperimentarono nel settembre del 1900, a Kill Devil Hills, nei pressi di Kitty Hawk, North Carolina. Registrando con cura i risultati via via ottenuti, proseguirono gli studi di aeronautica, apportando significativi miglioramenti ai numerosi progetti cui si dedicarono. Nel 1901 sperimentarono gli effetti della pressione dell'aria su oltre 200 superfici alari, usando una galleria del vento costruita appositamente.

Orville, portò un contributo personale al perfezionamento dell'aeroplano, sviluppando nello stesso anno la prima galleria aerodinamica e dedicandosi alla soluzione di problemi di stabilità dei velivoli. Nel 1902, effettuando quasi 1000 voli con un nuovo aliante, confermarono la validità delle teorie sul volo di cui si facevano sostenitori. Dedicandosi allo studio dei problemi di stabilità e manovrabilità svilupparono e migliorarono le varie tecniche di volo, e nel 1903 costruirono il loro primo propulsore a elica che si rivelò sensibilmente più efficiente dei velivoli simili del tempo. In seguito costruirono una macchina di poco più di 300 kg dotata di un motore di 16 CV, con la quale il 17 dicembre 1903, sulla spiaggia di Kitty Hawk, effettuarono il primo volo su aeroplano della storia. L'aereo, chiamato Flyer, venne pilotato da Orville e volò per circa un minuto percorrendo una distanza di oltre 250 metri (fig.2.3). I fratelli Wright non hanno solo mostrato al mondo come volare ma hanno anche insegnato agli ingegneri come usare la teoria e le equazioni note, per progettare aerei sempre migliori [1] [2].

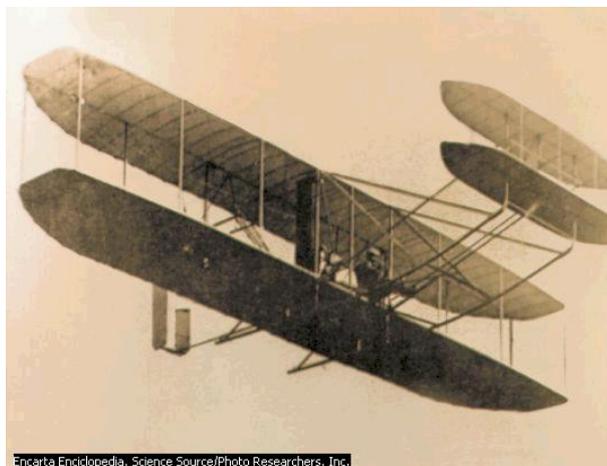


Fig.2. 3: Flyer durante uno dei primi voli

A conferma dello scetticismo e della diffidenza in proposito posso documentare come la notizia del volo dei fratelli Wright, che avrebbe dovuto fare il giro del mondo per la sua portata di innovazione, fu del tutto taciuta sui giornali italiani di inizio secolo consultati presso la biblioteca Berio: l'Illustrazione Italiana, il Corriere della Sera, la Stampa, il Secolo XX e la Lettura.

In questo modo, tuttavia, l'uomo ha iniziato (lentamente) la conquista dei cieli e si è spinto sempre più avanti nella corsa del progresso per innovare e migliorare la tecnologia esistente. In questo contesto va ad inserirsi il presente lavoro. Prima di scendere nello specifico dell'argomento è proposta un po' di teoria del volo.

Richiamando in breve i principi fisici della meccanica dei fluidi, sappiamo che il flusso di un fluido su una superficie completamente immersa in esso è caratterizzato da uno strato limite dominato dalle forze viscosse che si sviluppano sulla superficie, limitato da una regione esterna in cui si hanno piccoli gradienti di velocità (e quindi pressione) e temperatura.

Quando un fluido si muove su un corpo solido esso esercita una forza di pressione (pressure force) normale alla superficie stessa ed una forza detta di taglio (shear force) tangenziale alla superficie del corpo (fig.2.4).

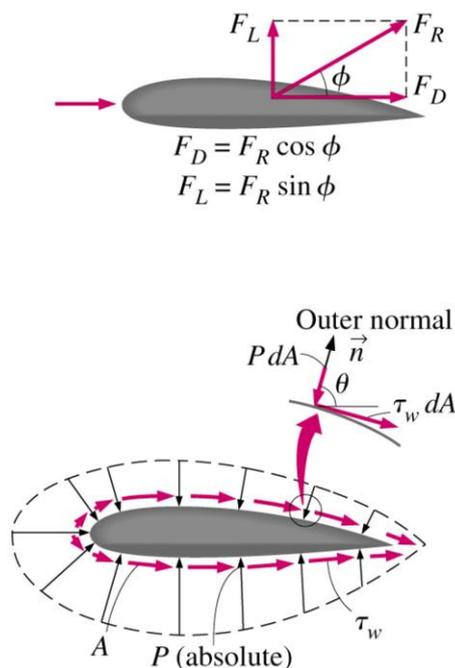


Fig.2. 4: Forze agenti sul profilo

Normalmente la risultante di queste due forze è scomposta in due direzioni, una nella direzione del flusso chiamata drag force (forza resistente al moto) e l'altra in direzione perpendicolare al flusso chiamata lift force (Portanza).

Drag e lift possono essere normalizzati con la densità del fluido ρ , la velocità del flusso lontano dal profilo V , oltre a parametri dimensionali di forma e di orientamento del profilo, dando luogo ai coefficienti di resistenza (C_d) e di portanza (C_l):

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2} \rho V^2 A},$$
$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}.$$

A è l'area frontale nel caso del drag e l'area in pianta nel caso del lift anche se vi sono delle eccezioni, infatti nel caso di una lastra piana per la resistenza si utilizza la superficie in pianta essendo predominante l'effetto dell'attrito sul corpo rispetto alla pressione [5].

Un aereo è mantenuto in aria grazie alla differenza di pressione, alla quale corrisponde una spinta verso l'alto, che si genera in conseguenza della circolazione di un flusso d'aria attorno ai profili aerodinamici delle ali e della carlinga stessa. L'intensità del fenomeno, che dipende dalla sezione trasversale del profilo aerodinamico, è proporzionale al quadrato della velocità del flusso d'aria che lo investe ed infine all'inclinazione, o angolo d'attacco, del profilo rispetto alla direzione del flusso d'aria. Quest'ultimo è particolarmente pregnante ai fini della ricerca, infatti per alti angoli d'attacco della superficie aerodinamica le caratteristiche del flusso d'aria variano decisamente, il flusso si separa e la portanza cala drasticamente, dando luogo ad una situazione detta di stallo. Lo scopo della presente tesi è di operare una ricerca sperimentale per la realizzazione di flaps passivi biomimetici per l'ottimizzazione aerodinamica di ali, il cui profilo è imposto e non modificabile (fig.2.5).



Fig.2. 5: Il punto d'arrivo della ricerca

2.1 Cos'è un flap

I flaps attuali chiamati anche ipersostentatori sono organi mobili situati sulle ali e comuni a molti aeroplani (fig.2.6). In italiano vengono spesso indicati con il termine anglosassone flap, o, se l'elemento è posto sul bordo d'attacco, slat o, più raramente, alula (nome italiano).

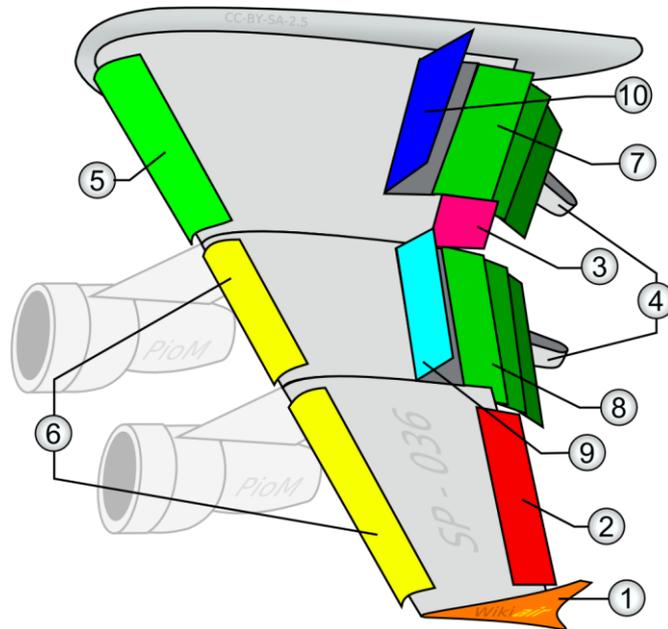


Fig.2. 6: Superfici di controllo su un'ala

Superfici di controllo su di un'ala:

1. Aletta d'estremità (winglet);
2. Alettone di bassa velocità;
3. Alettone di alta velocità;
4. Carenatura dell'attuatore dell'ipersostentatore;
5. Flap Krüger;
6. Ipersostentatore di bordo d'attacco (slat);
7. Ipersostentatore a spacco triplo;
8. Ipersostentatore a spacco triplo;
9. Diruttori;
10. Diruttori-freni aerodinamici.

Gli ipersostentatori vengono utilizzati soprattutto in fase di decollo ed atterraggio quando occorre compensare la notevole perdita di portanza dovuta alla bassa velocità aumentando la superficie alare, l'effettivo incurvamento e l'angolo d'attacco. Gli ipersostentatori di bordo d'attacco funzionano anche come "soffiatori" per il flusso d'aria sul dorso del profilo alare, in alcuni casi aumentando la turbolenza dello strato limite, energizzando il flusso e ritardando così il suo distacco dalla parte superiore dell'ala. Anziché portare l'ala ad angoli d'attacco critici e rischiare quindi uno stallo imminente, grazie agli ipersostentatori, il profilo alare viene modificato aumentandone la curvatura e la sua superficie (attraverso l'estensione di flap e flap di bordo d'attacco) permettendo così al "flusso aerodinamico" di non separarsi dal bordo di estradosso (parte superiore dell'ala); viene garantita così una superficie alare "portante" adeguata anche a basse velocità e ad alti valori di angolo di assetto; condizioni queste che si verificano principalmente nelle fasi di decollo e atterraggio. L'aumento di portanza va dal 30-40% dei modelli più semplici installati sugli aerei da turismo, al 100-150% per i modelli più complessi, installati sugli aerei di linea. Bisogna tenere presente che la velocità di stallo diminuisce in modo inversamente proporzionale alla radice quadrata della portanza. In altre parole, occorre quadruplicare la portanza per dimezzare la velocità di stallo. Però lo spazio di decollo e di atterraggio aumenta con il quadrato della velocità; quindi, raddoppiando la portanza, si dimezzano gli spazi di decollo e atterraggio. Per dare un'idea della complessità e della varietà dei tipi di flaps esistenti si riporta qualche immagine di quelli riprodotti nella figura precedente.

- **Flap semplice**

Esso è costituito semplicemente da parti del bordo d'uscita incernierate all'ala con escursione angolare massima compresa tra 40° e 50 (fig.2.7).



Fig.2. 7: Flap semplice

- **Ipersostentatore a fessura (o a spacco) o slotted flap**

Ha come caratteristica, quando esteso, di creare tra bordo d'uscita dell'ala e bordo d'attacco dell'ipersostentatore una fessura di forma ben determinata, che consente un passaggio di flusso ventrale sul dorso dell'ipersostentatore (fig.2.8).



Fig.2. 8: Flap a fessura

- **Ipersostentatore di intradosso o split flap**

La sostanziale caratteristica degli Split Flap è quella di generare un'elevata resistenza anche per piccoli angoli di estensione, perché provocano una separazione tra flusso dorsale e ventrale in prossimità del bordo d'uscita, creando così una scia turbolenta che va ad incrementare la resistenza di forma (fig.2.9).



Fig.2. 9: Split Flap

- **Ipersostentatore a scorrimento o Fowler flap**

Hanno caratteristiche molto simili alle precedenti superfici di controllo secondarie, con la particolarità che il loro movimento non impiega un solo grado di libertà bensì due, rotazione e traslazione (fig.2.10). Tale privilegio può essere tradotto in una maggiore efficienza in termini di controllabilità del velivolo in particolari configurazioni di volo. Per questo motivo essi sono detti flaps attivi ovvero è il pilota stesso a comandarne l'apertura o la chiusura in caso di bisogno [11].



Fig.2. 10: Fowler Flap

2.2 Cosa significa passivo

Si intende un meccanismo che non debba essere comandato e quindi non abbia azionamenti meccanici che ne consentano il controllo da parte del pilota o di un eventuale computer; ma che sia totalmente autonomo ed in grado di intervenire nelle situazioni in cui occorra e di tornare a riposo quando non sia più necessario. Un ulteriore vantaggio di un sistema di controllo passivo è che non richiede alcuna energia esterna di attivazione.

2.3 Cosa si intende per biomimetico

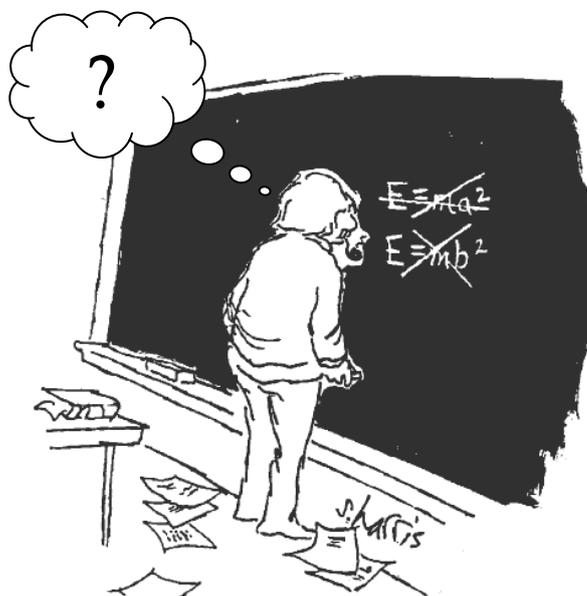
L'aggettivo biomimetico, dal greco “βίος μίμησις”, significa imitazione della vita ovvero imitazione della natura. Questo è il contesto in cui nasce il presente lavoro, spesso lo studio della biologia, specie delle superfici biologiche, offre notevoli spunti di riflessione e lavoro allo scienziato che sa cogliere l'utilità e soprattutto la fruibilità di alcune caratteristiche del mondo animale; un esempio evidente si ha nel campo del nuoto agonistico dove gli atleti indossano tute speciali per migliorare le proprie prestazioni. Lo stesso Leonardo da Vinci per progettare diverse macchine studiò attentamente la natura; questo per una motivazione scientifica: l'evoluzione naturale procede in accordo con le sue stesse leggi e compatibilmente alle sue possibilità e limitazioni. Un esempio di applicazione tecnologica di successo nel campo della biomimetica è lo studio del muco che riveste la pelle di certi animali acquatici, come il barracuda, che ha una doppia funzionalità: agisce da barriera contro la salinità dell'acqua ed inoltre, opera una riduzione della drag force. Questa sua proprietà è stata sfruttata producendo additivi polimerici artificiali, che immessi nelle tubazioni di oleodotti in Alaska hanno prodotto una riduzione del 30% della potenza richiesta dalle pompe per il sostentamento dell'olio. Non sempre risulta così immediata la comprensione di un fenomeno fisico-naturale; nel 1936, lo scienziato Gray evidenziò come vi fosse una notevole differenza tra la velocità effettiva dei delfini e l'energia fisiologica stimata disponibile a questo scopo. Da qui nacque il paradosso di Gray ma, nonostante diversi scienziati abbiano dedicato i propri studi a questo, non si è ancora giunti ad una conclusione in merito. Il presente lavoro segue le orme di chi ci ha preceduto, gli esempi sono molti: l'intuizione probabilmente è da attribuire a Liebe (1979), qualche anno dopo, 1984, seguirono i primi tentativi di volo con un foglio di plastica sull'estradosso vicino al bordo d'uscita, negli anni novanta si procedette filmando un volo con flaps mobili, si sperimentarono alti angoli d'attacco e tuttavia i commenti del pilota furono positivi, inoltre durante tale esperienza si registrò un aumento del massimo valore di Lift [6].

Tra i nostri contemporanei Carruthers, A. C., Thomas, A. L. R. and Taylor, G. K. (2007) [7], realizzando un filmato durante il volo di un Aquila Nipalensis evidenziarono il movimento di alcune piume durante manovre ad esempio: atterraggi, virate ecc. per migliorare il controllo e la stabilità dell'animale in aria; anche in questo caso vale la pena evidenziare la difficoltà realizzativa essendo, il fenomeno registrato, della durata di pochi istanti, infatti dovettero dotarsi di un' high-speed videocamera digitale (500 frames s^{-1}). I comuni flaps nascono appunto da quest'idea di adattamento dell'ala al regime di volo, tuttavia siamo ben lontani dal produrre aerei le cui ali si adattino veramente alle condizioni ambientali, infatti sono progettati per lo standard di volo in modo da ottenere un certo grado di sicurezza entro il range previsto. Con il proposito di comprendere meglio le proprietà aerodinamiche delle ali degli uccelli durante il volo, March e Bradley

hanno svolto prove in galleria del vento su esemplari morti di Red-tailed Hawk (*Buteo jamaicensis*) e di Great Horned Owl (*Bubo virginianus*). Tali ali sono state montate su una bilancia con sei gradi di libertà ed affiancate da una parete di alluminio per ricreare la simmetria dello strato limite. Il risultato di tali prove fu che le ali esaminate avevano una componente di resistenza indotta decisamente minore di quello rilevato su un profilo alare standard. Inoltre la mancanza di un punto effettivo di stallo è dovuta all'aeroelasticità dell'ala che sotto il carico dell'aria si deforma. In conclusione secondo March e Bradley mettendo dei controlli passivi si è in grado di ridurre la resistenza indotta per ogni regime di volo [8].

Recentemente gli studi continuano per quanto riguarda l'analisi aerodinamica del volo detto "flapping flight" o ad ala battente allo scopo di cogliere le interazioni tra fluido e struttura [9] ma si procede anche numericamente sul controllo della separazione del flusso da profili alari tramite coperture porose, quest'ultimo strettamente connesso al presente lavoro. Presso il Dicat, infatti, si sono sperimentati numericamente gli effetti di una copertura porosa anisotropa su un profilo standard, con $Re = 10^4$ ed angolo d'attacco $\alpha=70^\circ$ per assicurarsi di essere oltre la condizione di stallo. L'aspetto interessante dell'analisi fatta al computer, oltre al risultato che ha incrementato il lift del 9%, è che ha permesso di provare più tipologie di coperture per individuare un parametro di densità e rigidità ottimale [10].

Infine possiamo finalmente dire con cognizione di causa che intendiamo realizzare flaps biomimetici per l'ottimizzazione aerodinamica di ali, dove per ottimizzazione si intende la ricerca di un aumento di portanza associato ad un possibile ritardo del fenomeno di stallo. Giunti a questo punto, però, il lavoro è tutt'altro che concluso, infatti abbiamo posto le basi per arrivare a nuovi e più interessanti quesiti: come realizzare questi flaps? Con quale materiale? Di che dimensioni? Dove installarli? Qui comincia l'avventura del lavoro di tesi svolto.



3. Allestimento delle prove in galleria del vento

Nella presente sezione vengono presentate le principali caratteristiche della strumentazione e degli impianti utilizzati nel corso della sperimentazione.

3.1 Galleria del vento DICAT-DiFi

La galleria del vento è un impianto a circuito chiuso ad asse rettilineo orizzontale realizzata in carpenteria metallica; essa occupa complessivamente in pianta un'area di 8m x 21m. La struttura a circuito chiuso non comporta solo un contenimento delle emissioni acustiche, da essa derivano anche la migliore qualità del flusso e la disponibilità della camera di prova a pressione ambiente. Di seguito vengono riportate immagini tridimensionali della struttura della galleria del vento (fig 3.1, 3.2) ed una tabella con le dimensioni caratteristiche dell'impianto (tab.3.1).

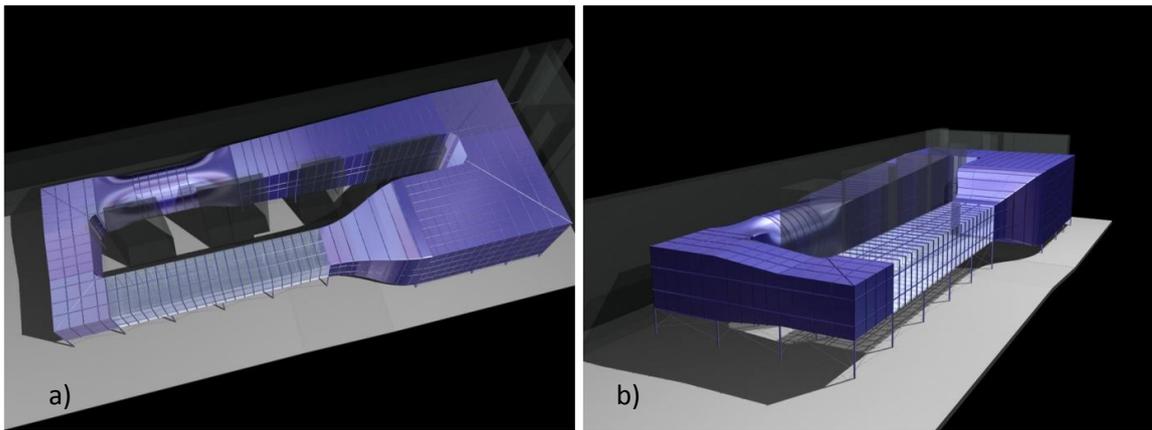


Fig.3. 1: Schema dell'impianto vista dall'alto a) e vista di lato b)

Dimensioni caratteristiche	
Larghezza di ingombro complessivo	8 [m]
Lunghezza di ingombro complessivo	21 [m]
Altezza di ingombro complessivo	3,5 [m]
Lunghezza camera di prova	8,8 [m]
Larghezza camera di prova	1,7 [m]
Altezza camera di prova	1,35 [m]
Sezione camera di prova	2,3 [mq]

Tab.3. 1 dimensioni caratteristiche della galleria del vento

Considerando la camera di prova in tutta la sua lunghezza si individuano due distinte zone di misura: la prima posta all'imbocco della camera di prova, chiamata anche camera aerodinamica, in cui era presente il telaio (§ 3.2.1.) durante le prove, essa viene utilizzata per misure con flusso omogeneo e presenta bassi valori di turbolenza, modificabili con l'introduzione di apposite griglie. La seconda sezione di misura, situata più a valle al termine della camera di prova, è rivolta a misure in condizioni di flusso che riproducono lo strato limite atmosferico, pertanto è utilizzata per misurazioni di carattere civile. Complessivamente la camera di prova è lunga 8 m, questo di per sé è notevole in relazione alle dimensioni totali dell'impianto. In fig.3.2 è riportata la pianta della galleria del vento.

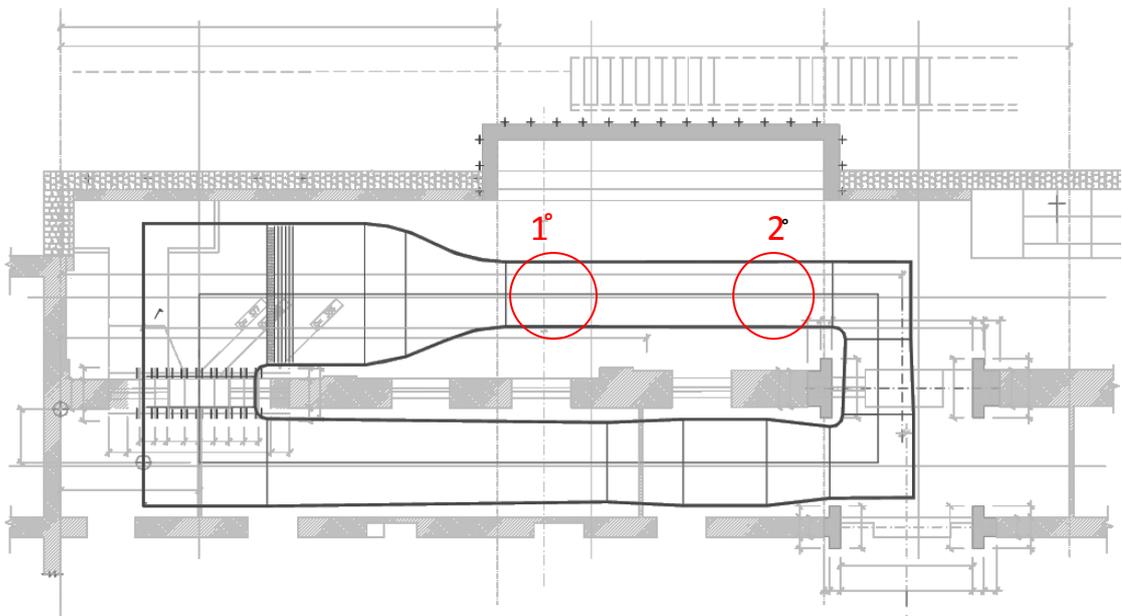


Fig.3. 2: Planimetria dell'impianto e sua collocazione all'interno del laboratorio. Sono evidenziate le posizioni delle due sezioni di prova

Come già anticipato la camera di prova è a pressione atmosferica, infatti sono presenti un setto poroso nella parte terminale e una fessura longitudinale lungo tutto il soffitto della camera di prova che hanno il compito di riequilibrare la pressione statica; attraverso la fessura è stato possibile inserire la strumentazione. Il gradiente di pressione che naturalmente si formerebbe a causa della perdita di carico è compensato da un aumento progressivo della sezione trasversale della camera di prova. La galleria del vento è stata utilizzata a basse velocità, in particolare per la sperimentazione sono state applicate al motore frequenze pari a 10, 20, 30 Hz corrispondenti a velocità dell'ordine di 5, 11 e 17 m/s. La turbolenza longitudinale è compresa tra 0.4% a basse velocità e 0.15% ad alte velocità.

Seguono le fotografie dell'esterno e dell'interno della sezione di prova (fig. 3.3, 3.4); inoltre in tab. 3.2 sono riportati i dati relativi alle prestazioni dell'impianto [12].

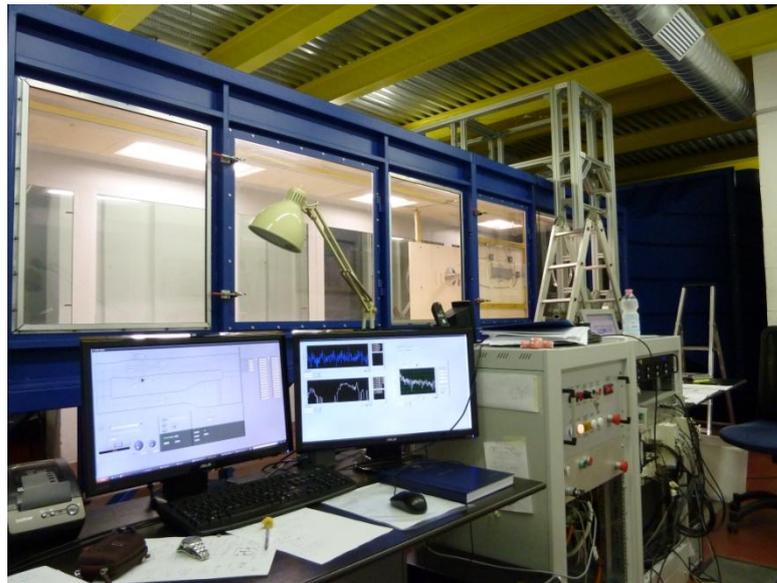


Fig.3. 3: Vista della sezione di prova e della postazione di lavoro nel laboratorio DICAT-DIFI

Prestazioni	
Velocità di progetto camera di prova (m/s)	30
Velocità massima camera di prova (m/s)	34
Potenza necessaria a 40 m/s (kW)	100
Potenza installata (kW)	132
Perdita di potenza dell'impianto (Power factor)	0.774

Tab.3. 2 Prestazioni dell'impianto

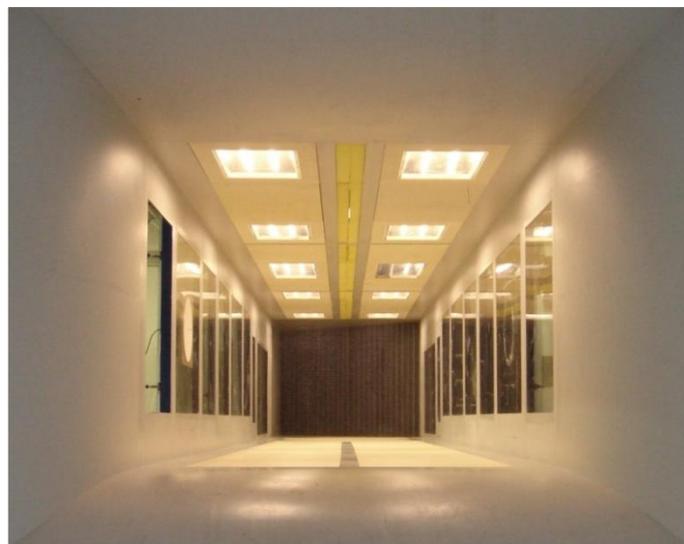


Fig.3. 4 : Vista dell'interno della sezione di prova

3.2 Allestimento prove

In questa sezione viene descritta la struttura portante del modello, unita al set-up di misura. Vengono riportate anche le caratteristiche dimensionali del profilo alare usato nelle sperimentazioni, che nei capitoli successivi verrà analizzato dal punto di vista aerodinamico.

3.2.1 Telaio di supporto

Il telaio, (fig 3.5, 3.6) progettato per sorreggere il modello è interno alla galleria; esso è costituito da quattro travi tubolari a sezione rettangolare di altezza 1,30m verticali, fissate al pavimento ed al soffitto della camera di prova tramite bulloni con interposto uno zoccolo di materiale duro per coprire i rimanenti 5 cm in altezza. Inoltre il telaio è irrigidito tramite altrettante elementi della stessa forma, due per ogni lato, disposti orizzontalmente e paralleli alla direzione del flusso. Complessivamente presenta una luce di 635 mm.



Fig.3. 5: Telaio montato nella camera di prova



Fig.3. 6: Particolare del telaio

Ad esso sono vincolati i due end-plates realizzati in compensato di dimensioni 1.20m x 1m x 20mm smussati alle estremità, che hanno la funzione di isolare il flusso incidente sul modello dai possibili vortici generati dalla presenza del telaio all'interno della camera di prova. I due pannelli presentano ciascuno un foro, del diametro di 200mm, per permettere l'inserimento del modello.

Il profilo alare una volta unito al telaio è assimilabile ad una trave appoggiata, infatti esso è unito al telaio mediante la bilancia (fig. 3.7) già citata ovvero tramite le celle di carico che sono collegate a due piastre metalliche mediante barre filettate e giunti sferici (fig.3.8) per creare la condizione di asta e trasferire alle celle solo sollecitazioni normali.

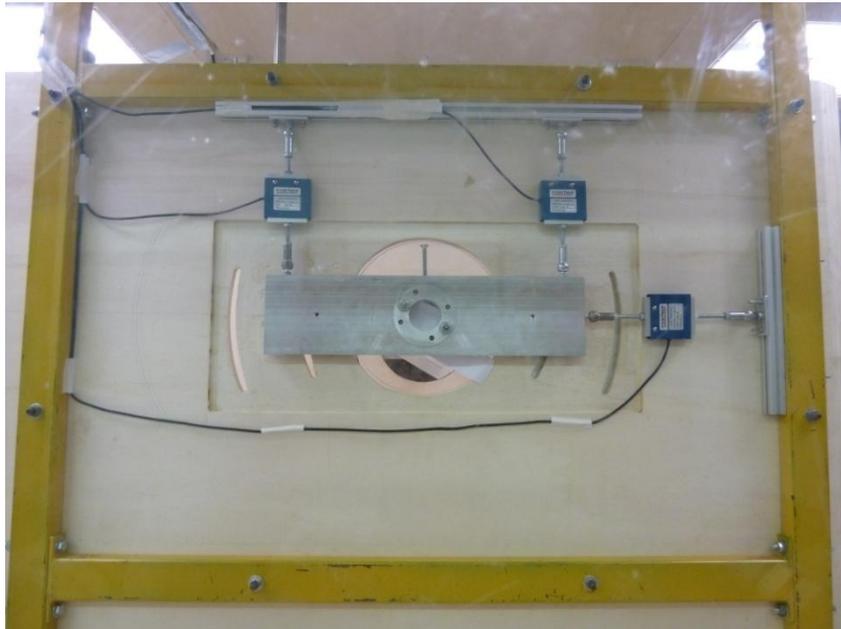


Fig.3. 7 : Bilancia posta sul telaio dal lato più esterno, composta dalla piastra rettangolare al centro e dalle tre celle di carico (blu)



Fig.3. 8: Particolare del giunto sferico

Le piastre presentano un foro circolare in cui vengono alloggiate le boccole che costituiscono l'afferraggio del modello. Le boccole sono unite al profilo tramite due barre filettate passanti strette con bulloni, ad esse sono interposti end-plates circolari in plexiglass. Nelle figure seguenti vengono visualizzati il complessivo del modello ed i suoi particolari (fig.3.9, 3.10)



Fig.3. 9 : Vista del modello di profilo

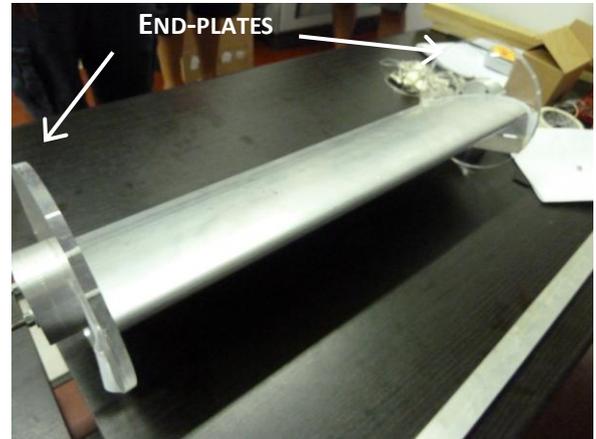


Fig3. 10: Vista del modello frontale

Il collegamento realizzato tra telaio e profilo permette di orientare il modello secondo l'angolo voluto, bloccandolo poi in posizione stringendo la vite di serraggio (fig. 3.11).

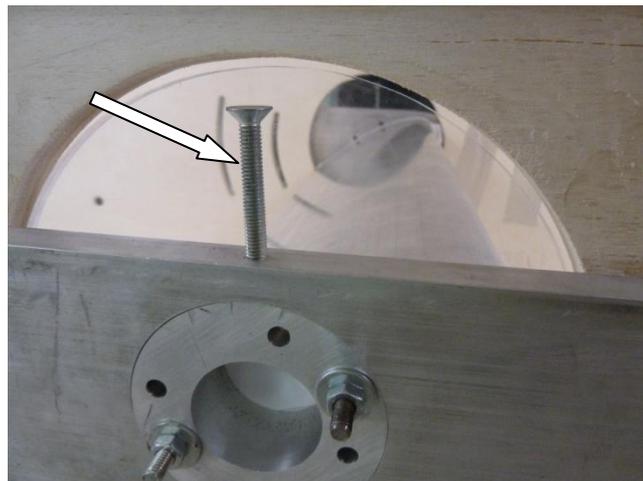


Fig.3. 11: Particolare vite di serraggio

A tale proposito in fase di realizzazione dell'accoppiamento profilo alare, end-plates, boccole, è stato collocato un riferimento per l'individuazione dell'angolo d'attacco del profilo dove posizionare la bolla elettronica in sede di prove, la cui precisione è sul decimo di grado.

3.2.2 Profilo alare

Il profilo è stato realizzato in alluminio. Le sue dimensioni sono riportate in tabella 3.3

DIMENSIONI CARATTERISTICHE	
Lunghezza trasversale	59.5 [cm]
Corda	172.08 [mm]
Max camber	27.33 [mm]

Tab.3. 3: Dimensioni caratteristiche profilo alare

Sono state individuate inoltre le coordinate del profilo, intradosso ed estradosso, in funzione della corda, ottenute digitalizzando un'impronta del profilo stesso ed elaborando tale immagine con AutoCAD. Ascisse e ordinate sono espresse in percentuale della corda. In tab 3.4 vengono riportate le coordinate del profilo.

COORDINATE DEL PROFILO			
<i>estradosso</i>		<i>intradosso</i>	
ascisse	ordinate	ascisse	ordinate
0	...	0	0
1,25	3,39	1,25	-3,34
2,5	4,54	2,5	-4,31
5,0	6,25	5,0	-5,47
7,5	7,49	7,5	-6,16
10	8,42	10	-6,79
15	9,72	15	-7,84
20	10,57	20	-8,63
25	11,13	25	-9,12
30	11,43	30	-9,40
40	11,35	40	-9,28
50	10,51	50	-8,62
60	9,04	60	-7,42
70	7,16	70	-5,71
80	4,92	80	-3,96
90	2,56	90	-2,22
100	(0,16)	100	(-0,15)
100	...	100	0
L.E. radius: 6,68			

Tab.3. 4: Coordinate del profilo

Il profilo non corrisponde ad alcun profilo NACA presente in letteratura. Come si può osservare (fig.3. 12) esso è leggermente asimmetrico.

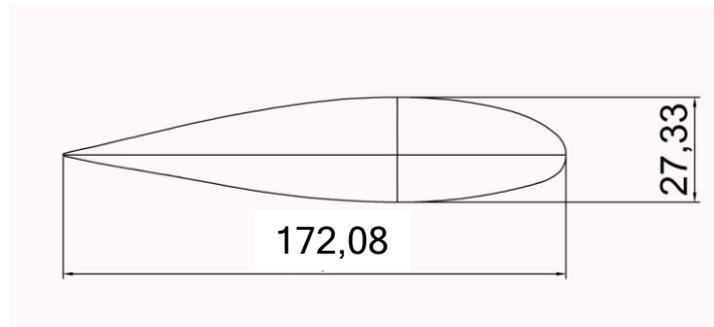


Fig.3. 12: Profilo utilizzato

3.3 Strumentazione

Di seguito si riportano le principali caratteristiche della strumentazione utilizzata.

3.3.1 Tubo di Pitot-statico

La funzione del tubo di Pitot-statico è quella di effettuare misure di velocità tramite la rilevazione della pressione; la velocità è valutata sulla base della differenza tra la pressione totale e quella statica. Operando le misure ad elevati numeri di Reynolds e bassi numeri di Mach, la misura della pressione totale può ritenersi affidabile data l'assenza di onde d'urto e la trascurabilità di effetti locali dovuti alla comprimibilità; pertanto la conversione dell'energia cinetica in pressione al punto di ristagno può considerarsi isoentropica ed adiabatica e quindi coincide effettivamente con la pressione totale della corrente fluida.

Durante la sperimentazione il tubo, collocato davanti al telaio (§ 3.2.1.) per una profondità di 23 cm, ha fornito la misura della componente longitudinale della velocità media ed è stato adoperato per ottenere una velocità di riferimento. Per tutta la durata della prova la sua collocazione è rimasta invariata, nella parte alta della galleria inserito nella fessura longitudinale superiore della prima sezione di misura. Il tubo di Pitot ha la forma di una L in cui la parte più lunga, che non ha funzionalità dirette di misura, è detta gambo ed è disposta perpendicolarmente rispetto al flusso incidente, invece la parte parallela al flusso, detta testa, ha una lunghezza pari a circa 20 diametri. In corrispondenza della punta della testa si trova il foro per la misura della pressione totale; le prese per la rilevazione della pressione statica sono collocate radialmente circa a metà della lunghezza della testa.

Le figure 3.13 e 3.14 riportano la collocazione del tubo di Pitot nella sezione di prova e i particolari della collocazione dei fori sullo strumento.



Fig.3.13: Tubo di Pitot



Fig.3.14: Particolari

3.3.2 Sonda multiforo

Essa ha la caratteristica di misurare le tre componenti della velocità oltre agli angoli di beccheggio e di imbardata e la pressione statica locale. La precisione di questo sensore è decisamente buona nel valutare le caratteristiche della turbolenza, grazie ad un'elevata banda passante. La sua frequenza di campionamento è 2 kHz. La sonda utilizzata all'estremità presenta quattro fori disposti su altrettante superfici inclinate di $\pm 45^\circ$, per la sua forma caratteristica prende il nome di sonda cobra; ciascun foro è collegato ad un trasduttore differenziale di pressione miniaturizzato, inserito all'interno dello strumento; l'altro capo dei trasduttori è connesso ad una presa di pressione di riferimento, realizzata attraverso un collegamento pneumatico ad un serbatoio, il suo funzionamento è paragonabile ad un anemometro.

Il posizionamento di questo strumento, decisamente delicato e preciso, richiede un supporto rigido che non sia perturbato dal flusso e nel contempo non interagisca con esso compromettendone la laminarità. La sonda cobra è stata posizionata all'interno della camera di prova tramite un tubo circolare di diametro esterno 18 mm, che è stato fatto passare attraverso il setto poroso.

Posta sulla scia del modello, essa è stata utilizzata nella prima tornata di prove per caratterizzare la frequenza di formazione delle strutture vorticosi rilasciate al bordo d'uscita dell'ala.

Nelle fig.3.15 e fig.3.16 sono visualizzate la struttura dello strumento ed il particolare dei fori all'estremità.



Fig.3.15: Sonda multiforo (cobra)



Fig.3.16: Particolare della "testa"

3.3.3 Celle di carico

Le celle di carico sono trasduttori utilizzati per convertire le forze in segnali elettrici, si usano tipicamente per misurare le forze di trazione e compressione presenti su un modello meccanico. Queste componenti sono generalmente costituite da un corpo metallico a cui vengono applicati uno o più estensimetri che convertono un allungamento o compressione in una variazione di resistenza elettrica. Il modo più semplice ed efficace per amplificare il segnale è quello di collegare quattro estensimetri in una configurazione detta ponte di Wheatstone; il segnale così ottenuto, solitamente dell'ordine di pochi millivolt, viene letto tramite un sistema di acquisizione dati con cui si effettua la calibrazione di ogni cella. In base alle tarature fornite dal produttore si è stabilita un rapporto in scala di tipo lineare tra gli input elettrici forniti dalle celle e la corrispondenti forze. In seguito alla calibrazione è necessario eseguire la lettura dello zero di ogni cella; tale valore andrà sottratto alle misure che si effettuano a galleria accesa, per ottenere le forze che agiscono sul modello al netto dei pesi: del modello, degli end-plates e dei sistemi di ancoraggio.

Le celle di carico utilizzate per realizzare la bilancia che sosteneva il modello in galleria, sono sei, tre per lato, di cui due disposte orizzontalmente per ricavare la

forza di drag e quattro disposte verticalmente per misurare il lift prodotto ai vari angoli d'attacco proposti.

Nel seguito viene riportato in fig.3.17 un particolare della bilancia costituita dalle celle di carico.



Fig.3. 17: Celle di carico, particolare

3.3.4 Termometro

Il termometro (fig.3.18) ci ha fornito un indicazione sulle condizioni complessive della camera di prova la cui temperatura variava tra 25-27° C. Il suo scopo è quello di fornire un indicazione sulla densità dell'aria in galleria del vento.



Fig.3. 18: Termometro

3.4 Software utilizzati per l'elaborazione dei risultati

in questa sezione viene riportata una breve descrizione dei programmi utilizzati: LabVIEW, MatLab, AutoCAD.

LabVIEW è un ambiente di programmazione grafica che include collegamenti e icone grafiche per lo sviluppo di un'ampia gamma di sistemi avanzati di controllo, misura e test; esso è compatibile con migliaia di dispositivi hardware e include librerie per analisi avanzate e per la visualizzazione dei dati. La piattaforma di labview è scalabile su target multipli e sistemi operativi ed è uno standard per la programmazione grafica fin dal 1986. Nel laboratorio Dicat gestisce la strumentazione della galleria del vento, la lettura e l'acquisizione dei dati in fase di misura [14].

MatLab è un ambiente interattivo e un linguaggio di calcolo tecnico di alto livello per lo sviluppo di algoritmi, la rappresentazione grafica dei dati, l'analisi dei dati e il calcolo numerico. Utilizzando matlab è possibile risolvere problemi di calcolo tecnico più rapidamente rispetto ai linguaggi di programmazione tradizionali come C, C++ o fortran. Matlab può essere utilizzato in una vasta gamma di applicazioni, incluse l'elaborazione di immagini e segnali, le comunicazioni, la progettazione di sistemi di controllo, test e misurazioni, l'analisi e la creazione di modelli finanziari e la biologia computazionale. I toolbox (raccolte di specifiche funzioni matlab, disponibili separatamente) ampliano il suo ambiente operativo per risolvere particolari classi di problemi in queste aree applicative. Il codice matlab può essere integrato con altri linguaggi e applicazioni, dando così la possibilità di distribuire le applicazioni e gli algoritmi matlab. Durante l'esperienza di ricerca è stato lo strumento principale per l'elaborazione dei dati ed il rendering [13].

AutoCAD è il primo software CAD (computer aided design) sviluppato per pc, introdotto nel 1982 dalla Autodesk. È utilizzato principalmente per produrre disegni bi/tridimensionali in ambito ingegneristico, architettonico, meccanico, etc. La caratteristica peculiare di tale programma è che il documento prodotto è di tipo vettoriale, ovvero le entità grafiche sono definite come oggetti matematico/geometrici: questo permette, diversamente da quanto succede nei documenti grafici di tipo bitmap, di scalarle ed ingrandirle indefinitamente. Ha avuto un ruolo fondamentale nella fase di progettazione del telaio di supporto [15].

4. Sperimentazione in galleria del vento

Di seguito si riportano tutte le attività necessarie per realizzare le misurazioni sperimentali oggetto di studio.

4.1 La progettazione: disegni e problematiche

Per poter fare esperimenti scientifici occorre progettare e realizzare ciò di cui si ha bisogno. La progettazione ha un ruolo fondamentale nell'ingegneria; infatti essa è tecnica, ovvero la resa materiale della scienza. La progettazione deve tenere conto di molteplici fattori, in primis l'uso al quale viene destinata una certa struttura e le sollecitazioni che ne derivano e anche le condizioni di montaggio o smontaggio e gli spazi che si hanno a disposizione per il passaggio dei pezzi e degli attrezzi necessari (ad esempio per avvitare un bullone deve esserci lo spazio dove inserire la chiave per stringerlo). In laboratorio il primo compito è stato progettare le parti necessarie: per prima cosa il telaio. Esso, posto all'interno della camera di prova, serve per sostenere l'ala e la strumentazione per cui rappresenta la pietra angolare della sperimentazione, pur nella sua semplicità, essendo costituito da quattro travi a sezione rettangolare. Con questo primo lavoro, che ha costituito l'inizio del progetto, è emerso che sostanzialmente la progettazione è basata sull'esperienza, in questo caso del Dott. Andrea Freda che mi ha consigliato lo spessore da adottare. Sulla base di questo ho effettuato una serie di calcoli per stabilire le dimensioni effettive del pezzo e ho definito le sue caratteristiche perché fosse realizzato proprio secondo le mie intenzioni (fig.4.1):

volevo ottenere otto travi in tutto che avessero alle estremità saldate delle piastrine forate di cui quattro servissero come piedritti ovvero, sostegni verticali ed altrettante quali elementi di collegamento e di rinforzo. Una volta realizzato il telaio occorreva pensare come fissare il tutto ad esso e, poiché il buon ingegnere quando può riadatta le soluzioni già esistenti, ci siamo serviti delle piastre, degli end-plates in compensato e delle celle di carico già presenti in galleria; questi strumenti sono stati adattati tramite la progettazione di end-plates compatibili in plexiglass e boccole nuove per il sostegno dell'ala. Quest'ultima non avendo particolari dispositivi di afferraggio è stata fissata al telaio realizzando un accoppiamento in



Fig.4. 1: La resa della progettazione ovvero il telaio montato

compressione; infatti internamente è attraversata da due barre filettate che avendo interposto il plexiglass sono serrate tramite quattro dadi sulle boccole. I pezzi progettati sono stati disegnati al pc tramite il software AutoCAD; è quindi sottintesa la necessità di acquisire competenza con il suddetto programma che non è compreso nella didattica del corso di studi. Si riporta la vista dei disegni da cui sono stati realizzati boccole (fig.4.2) ed end-plates (fig.4.3).

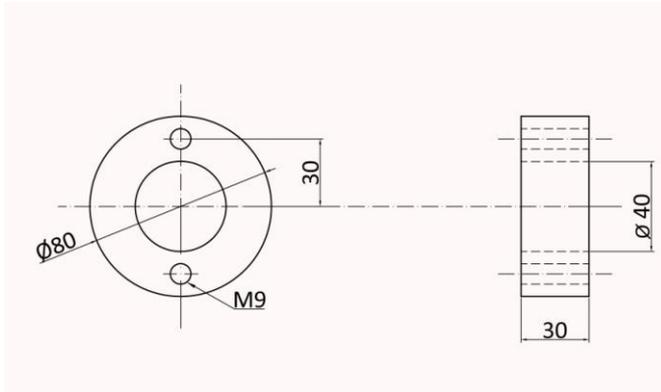


Fig.4. 2: Disegno Cad boccola

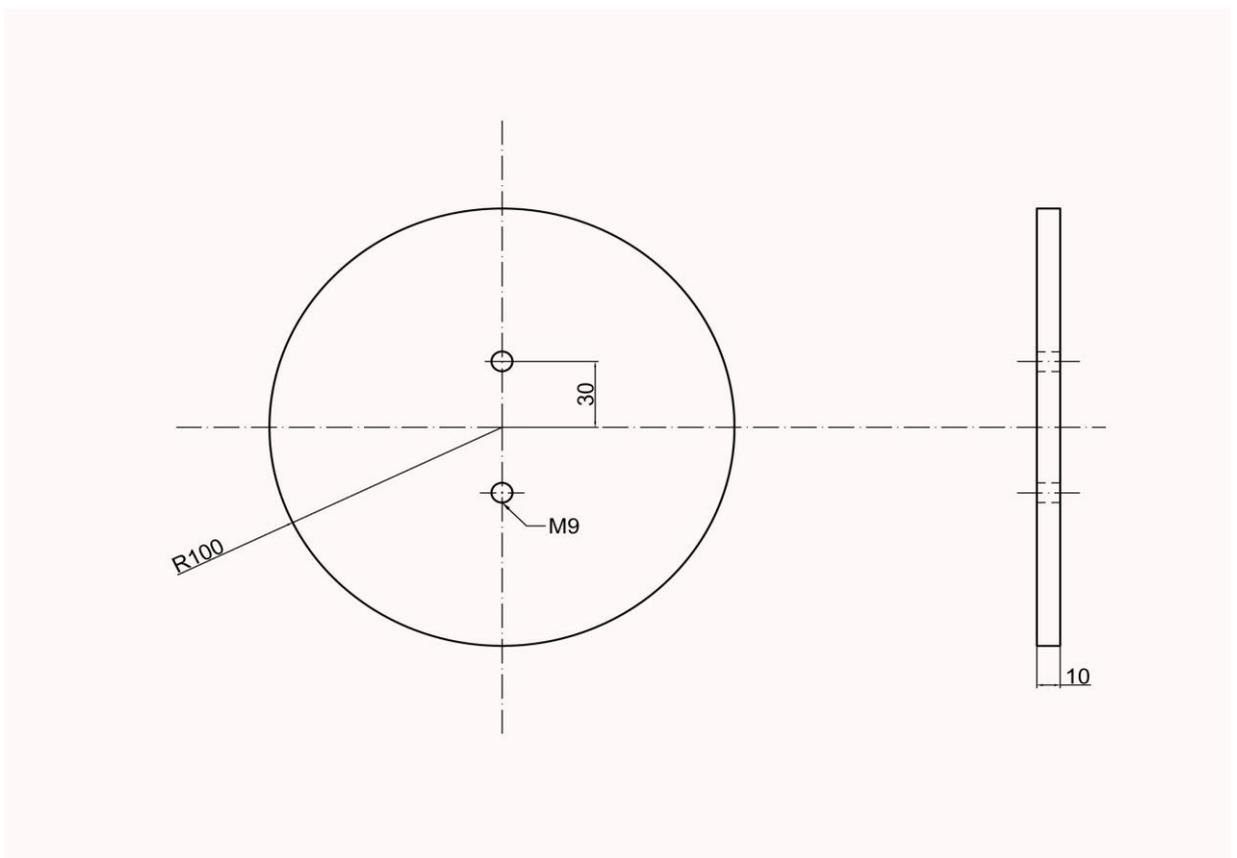


Fig.4. 3: Disegno Cad end-plate in plexiglass

4.2 Le prime prove: caratterizzazione aerodinamica del profilo alare

Le prime prove che sono state effettuate in galleria del vento si sono svolte sul profilo oggetto di studio senza nessun rivestimento allo scopo di conoscere i coefficienti caratteristici del profilo. Per quanto riguarda lo studio dei coefficienti (Cap. 2) si è trattato di individuare lo stallo ovvero quella perdita di portanza di un'ala che si verifica conseguentemente al distacco della vena fluida dall'estradosso dell'ala stessa. Lo stallo è funzione della forma dell'ala, del numero di Reynolds e dell'angolo d'attacco del profilo. In figura 4.4 viene riportata la posizione della sonda multi-foro durante la sperimentazione. La sonda è stata posizionata, per quanto lo permetteva il tubo di sostegno, in scia al profilo alare.

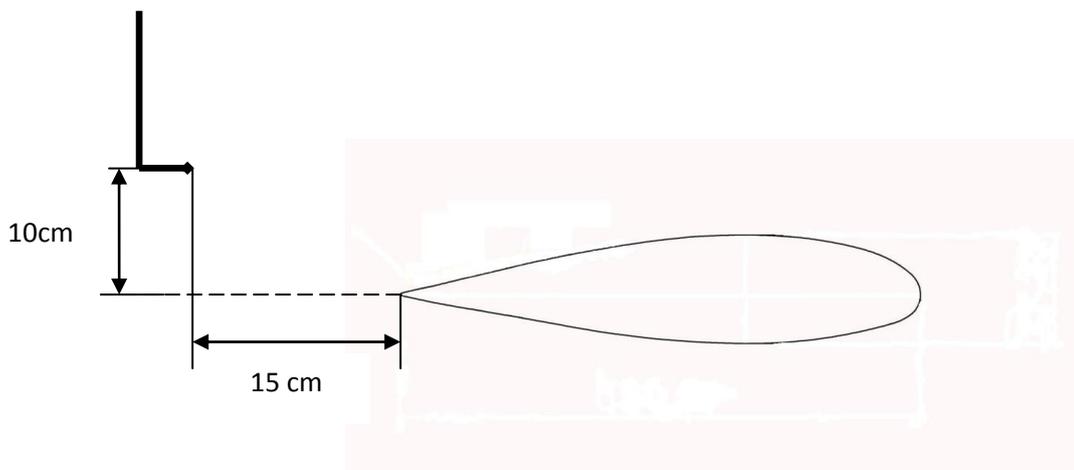


Fig.4. 4: schema della posizione dell'anemometro in scia al profilo alare

La configurazione sperimentale e la strumentazione impiegata nel corso dell'esperienza è stata presentata nel capitolo precedente. Sono state utilizzate differenti velocità, corrispondenti alle frequenze di alimentazione del motore ovvero 10Hz (5.2 m/s , $Re = 5.95 \times 10^4$), 20Hz (10.8 m/s , $Re = 1.2 \times 10^5$), 30Hz (16.2 m/s , $Re = 1.9 \times 10^5$).

Per ciascuna velocità le prove sono state effettuate applicando vari angoli d'attacco del profilo, ovvero gli angoli compresi tra $\pm 30^\circ$ con un passo di 5° e successivamente, per evidenziare con precisione lo stallo le misure sono state condotte con passo di un grado, tra $+10^\circ$ e $+15^\circ$ a $Re = 1.2 \times 10^5$ e tra $+15^\circ$ e $+20^\circ$ a $Re = 1.9 \times 10^5$. I dati ottenuti sono presentati in figura 4.5 e in seguito è riportata anche un immagine che definisce il verso positivo dell'angolo d'attacco del profilo.

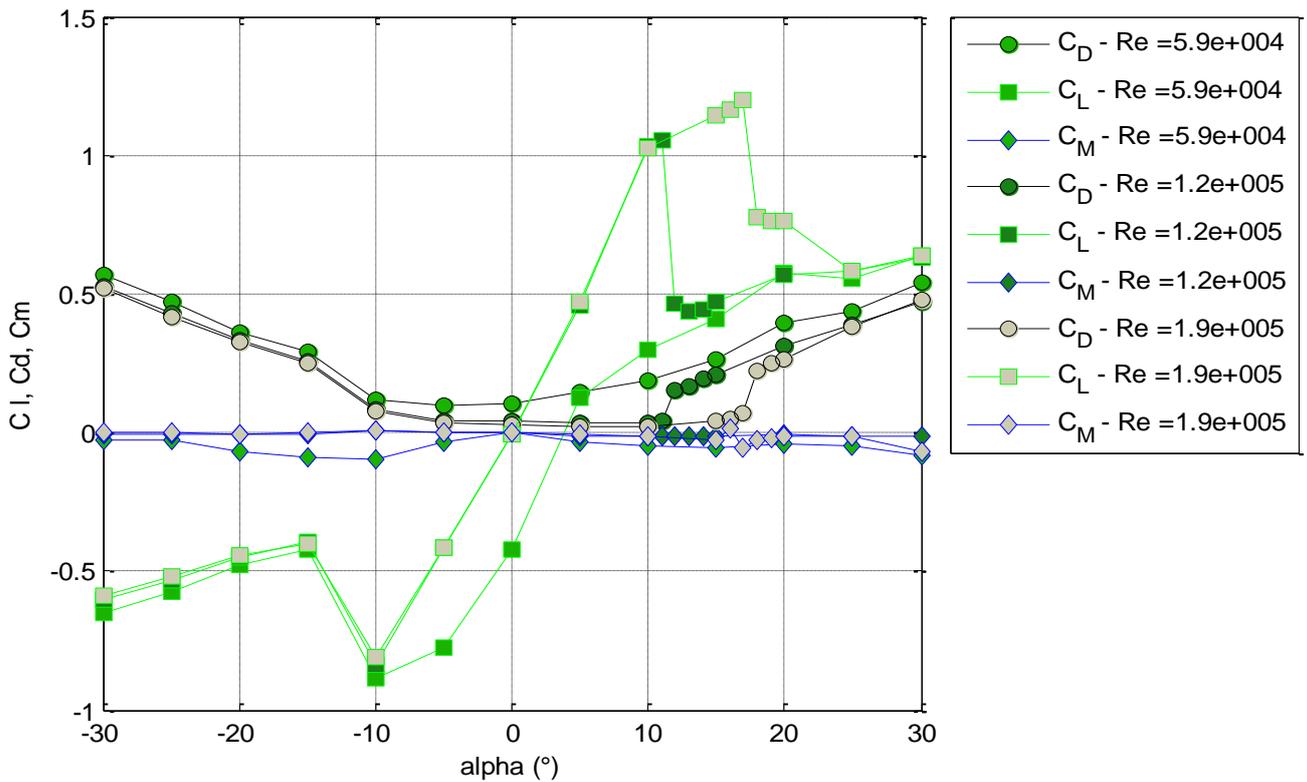


Fig.4. 5: Risultati delle prove di caratterizzazione del profilo

Le misure effettuate a $Re = 4.5 \times 10^4$, essendo la velocità molto bassa, non presentano nessuna traccia dello stallo che probabilmente avviene ad angoli maggiori, oppure non è visibile a causa della maggiore intensità della turbolenza e della maggior incertezza nelle misure; pertanto si è deciso di non approfondire la ricerca a tale velocità. Gli angoli indicati con (+) sono angoli convenzionalmente positivi, ovvero antiorari (fig 4.6).

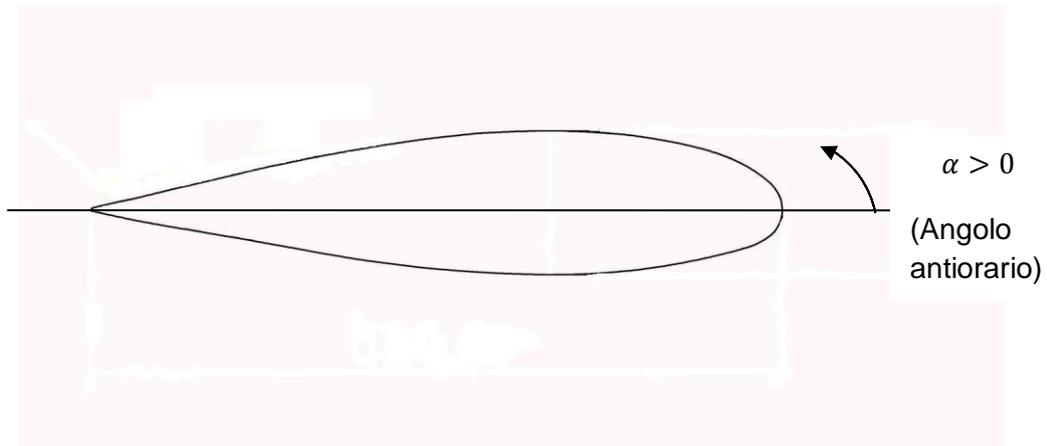


Fig.4. 6: Sistema di riferimento per l'angolo d'attacco imposto al profilo

Analizzando l'andamento del coefficiente di portanza C_L (il pedice indica lift) mostrato in fig. 4.7, si evidenzia il comportamento caratteristico dei profili alari ed in questo caso quasi simmetrico applicando angoli orari (negativi) ed antiorari (positivi). La portanza cresce dallo zero fino ad un valore soglia, in particolare dodici e diciotto gradi rispettivamente a $Re = 1.2 \times 10^5$ e $Re = 1.9 \times 10^5$ dopo il quale si verifica lo stallo; questo è evidente anche nell'analisi spettrale delle misure dell'anemometro posto in scia. Appare evidente come vi sia, oltre tali angoli, una crescita notevole di turbolenza per cui sui grafici dove è riportata l'ampiezza in funzione della frequenza si individuano due zone distinte, una per gli angoli di "lavoro" del profilo, che registrano bassa turbolenza ed una per gli angoli oltre lo stallo che presentano valori di diversi ordini di grandezza maggiori (fig. 4.8).

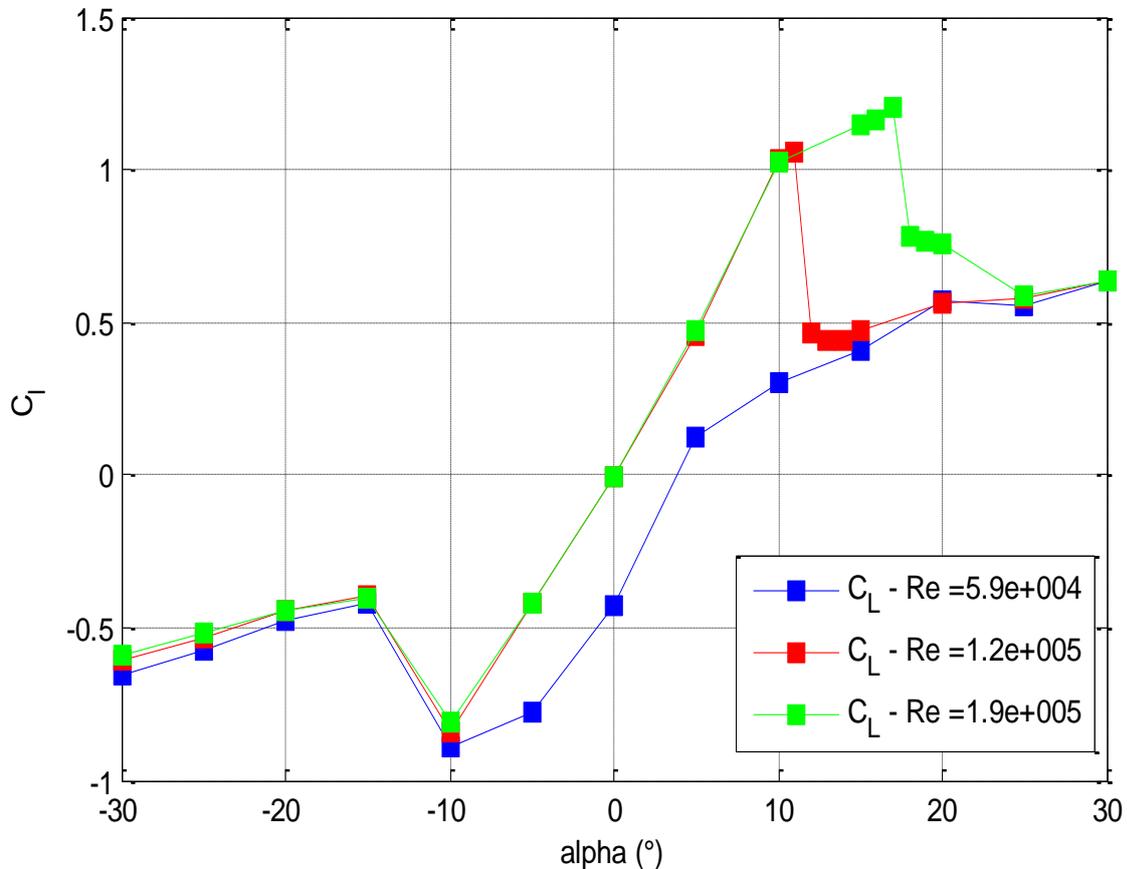


Fig.4. 7: Andamento del C_L in funzione di α (gradi), rispettivamente per i tre differenti numeri di Reynolds ottenuti

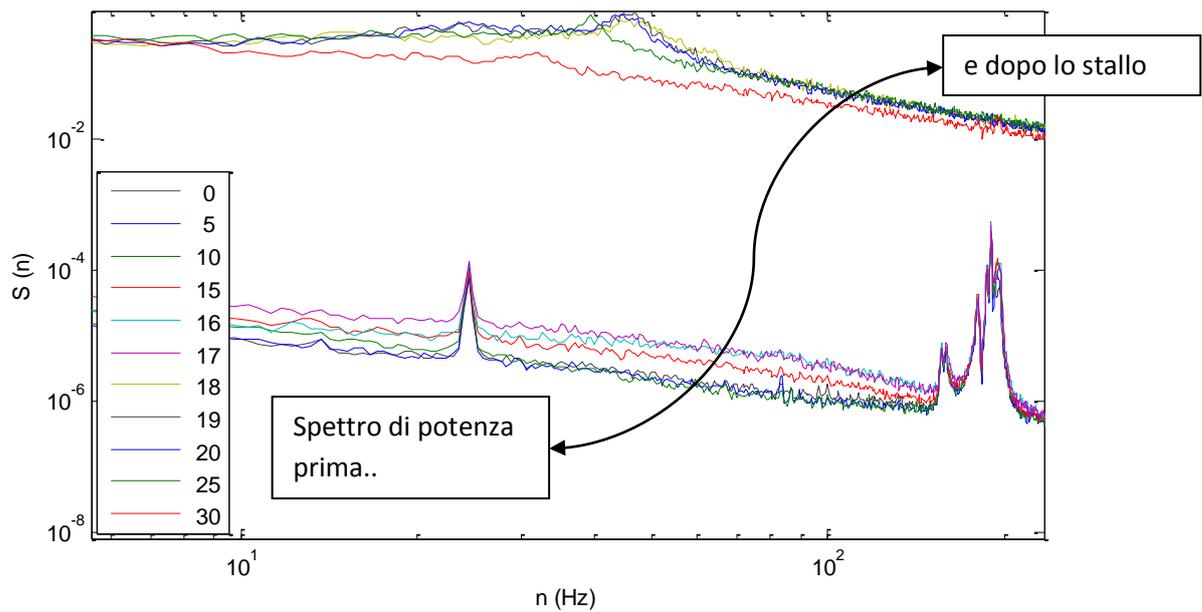


Fig.4. 8: Analisi spettrale, le due bande colorate rappresentano i valori di turbolenza della scia, in alto troviamo gli angoli oltre 17°, il grande aumento delle fluttuazioni è segno dell'avvenuto stallo

Per quanto riguarda il coefficiente di resistenza (C_d dove il pedice indica drag) (fig. 4.9), ha un valore minimo attorno allo zero (0.06), e quindi il suo andamento qualitativo risulta circa simmetrico per angoli positivi e negativi, come d'altronde ci aspettavamo. Inoltre lo stallo si manifesta con un repentino aumento di C_d .

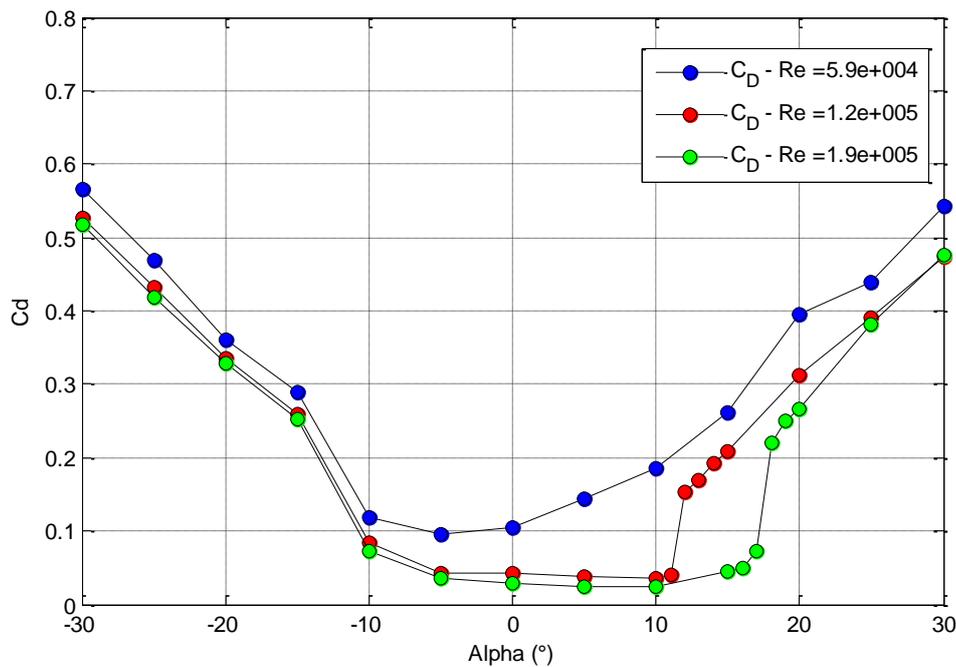


Fig.4. 9: Andamento del C_d in funzione di α , rispettivamente per i tre differenti numeri di Reynolds ottenuti

All'aumentare del numero di Reynolds il coefficiente di resistenza cala, specialmente entro lo stallo; in seguito i valori di C_d tendono ad avvicinarsi a quelli ottenuti a bassa velocità. A valori inferiori di drag corrispondono maggiori valori di portanza.

Infine abbiamo da considerare il coefficiente di momento (C_m) (fig 4.10) il cui valore risulta appiattito sullo zero e pertanto merita un grafico a parte; esso al momento è diagrammato attorno al centro dell'afferraggio del profilo, avendo cioè come braccio la distanza delle celle di carico dal centro della boccola, dovrebbe essere più significativo studiarlo rispetto al centro aerodinamico del profilo stesso.

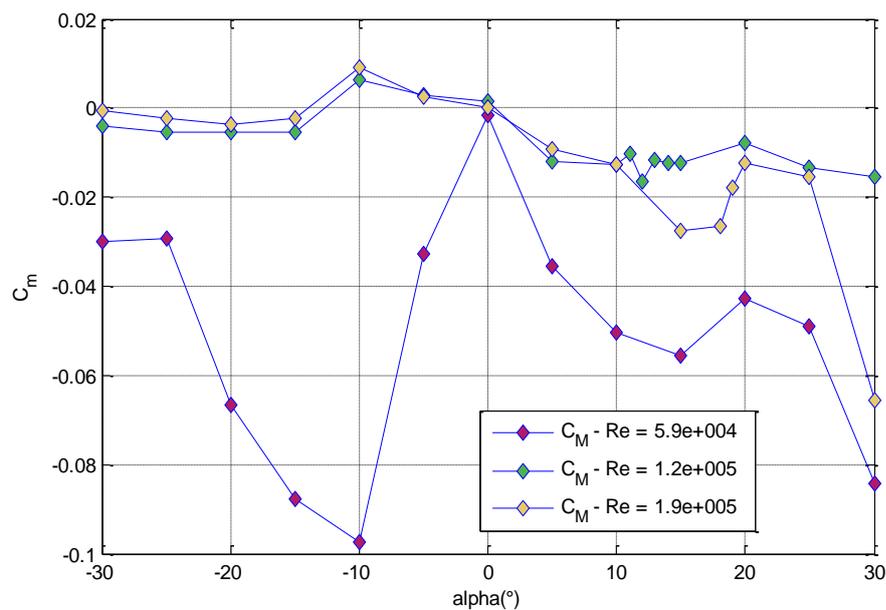


Fig.4. 10: Andamento del C_m in funzione dell'angolo d'attacco, al variare di Reynolds

4.3 Analisi spettrale dei dati

La sperimentazione pratica nel corso di tutta l'esperienza è stata affiancata da un lavoro di programmazione al computer per elaborare i dati. In massima parte esso è stato svolto utilizzando il software Matlab. Allo scopo di individuare la frequenza di distacco dei vortici sul profilo studiato si è operata un'analisi spettrale dei dati raccolti sia dalla sonda multi-foro posta in scia, sia sulle celle di carico orizzontali opportunamente sommate. Lo scopo di tale analisi, nel panorama del presente lavoro, risulterà più chiaro nel paragrafo successivo; questo paragrafo si limita a riportare il lavoro svolto e l'interpretazione dei risultati ottenuti. L'analisi spettrale è stata effettuata tramite il comando *pwelch* che calcola la potenza della densità spettrale con il metodo di Welch per cui occorre specificare: *ns* frequenza di

campionamento; $nwin$, la partizione del segnale, preferibilmente si utilizzano esponenziali in base due, nel nostro caso ho impiegato 2^{10} ; $nover$ è la sovrapposizione tra due segmenti di segnale successivi, solitamente è la metà della partizione, in questo caso 2^9 ; $nfftb$ è il numero di punti su cui fare la trasformata, si è scelto 2^{10} . I dati sono stati elaborati e riportati su tre grafici, uno per ciascuna frequenza del motore, in funzione dell'angolo d'attacco del profilo.

Essendo il profilo quasi simmetrico è lecito aspettarsi che il risultato dell'analisi sia altrettanto simmetrico per i rispettivi angoli positivi e negativi, ovvero antiorari e orari; tuttavia si riscontrano notevoli differenze perché la sonda cobra in sede di misure non è stata collocata esattamente al centro della scia sull'angolo di riferimento, zero gradi, ma piuttosto spostata verso l'alto per registrare con maggiore precisione le fluttuazioni di velocità vicino all'estradosso; in questo modo si spiega l'apparente incoerenza che si evidenzia per l'angolo -10° . Un altro dato interessante è quello che si registra a trenta gradi, situazione in cui si arriva ad avere un effetto di bloccaggio del flusso, cosicché l'andamento della turbolenza non ha particolare crescita e sviluppo ma rimane oscillante su un valore costante. Analizzando tali grafici in scala bilogarithmica appare evidente come, per ogni frequenza del motore ma in particolare per i valori più alti, $Re = 1.2 \times 10^5$ e $Re = 1.9 \times 10^5$, gli spettri si assestano su due andamenti particolari, uno con valori di ampiezza tra 10^{-5} e 10^{-4} e l'altro più elevato intorno a 10^1 . Poiché gli andamenti individuati pertanto si differenziano di diversi ordini di grandezza, questa è un'ulteriore prova dell'accadere dello stallo, infatti il "salto" si verifica in corrispondenza di 12° a dieci m/s e 18° a sedici m/s.

Approfondendo l'analisi dei dati distinguiamo l'analisi dei dati in scia dall'analisi dei dati delle celle. La legenda posta a destra di ogni tabella indica il colore relativo agli angoli d'attacco.

Analisi dati in scia: $Re = 5,9 \times 10^4$ (5 m/s)

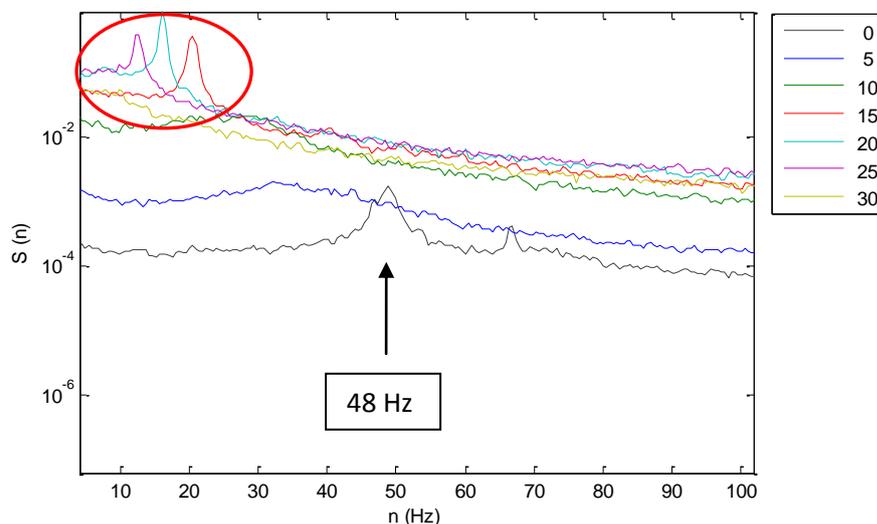


Fig.4. 11: Analisi spettrale dei dati rilevati in scia al profilo alare a $Re = 5,9 \times 10^4$ per angoli positivi

In figura 4.11 è riportata l'analisi spettrale, limitatamente agli angoli positivi, per la velocità a cui corrisponde il numero di Reynolds più basso. A parte un picco notevole (48,3 Hz) sull'andamento zero gradi, che sparisce negli angoli successivi; cinque e dieci gradi sono piuttosto simili, semplicemente aumenta l'ampiezza a parità di frequenza. Da quindici gradi fino a trenta escluso, il grafico oltre a registrare un ulteriore incremento di ampiezza, individua un picco intorno a 20 Hz, che al crescere dell'angolo trasla verso frequenze inferiori (evidenziato in rosso), questo perché al crescere dell'angolo d'attacco diminuisce la frequenza in scia; per trenta gradi commentiamo l'assenza del picco asserendo che probabilmente la sonda, data la posizione fissa, non era in grado di rilevare l'ulteriore aumento di turbolenza.

Per quanto riguarda gli angoli negativi (fig. 4.12), ad angoli bassi in modulo (-5° , -10°) l'andamento risente molto dell'asimmetria della posizione della sonda; aumentando l'angolo (in negativo) il comportamento ritorna simile a quello visto per gli angoli positivi fino a raggiungere circa gli stessi valori (25°), in questo caso anche -30° evidenzia il picco. Anche per gli angoli negativi i picchi sono situati tra 10 e 20 Hz.

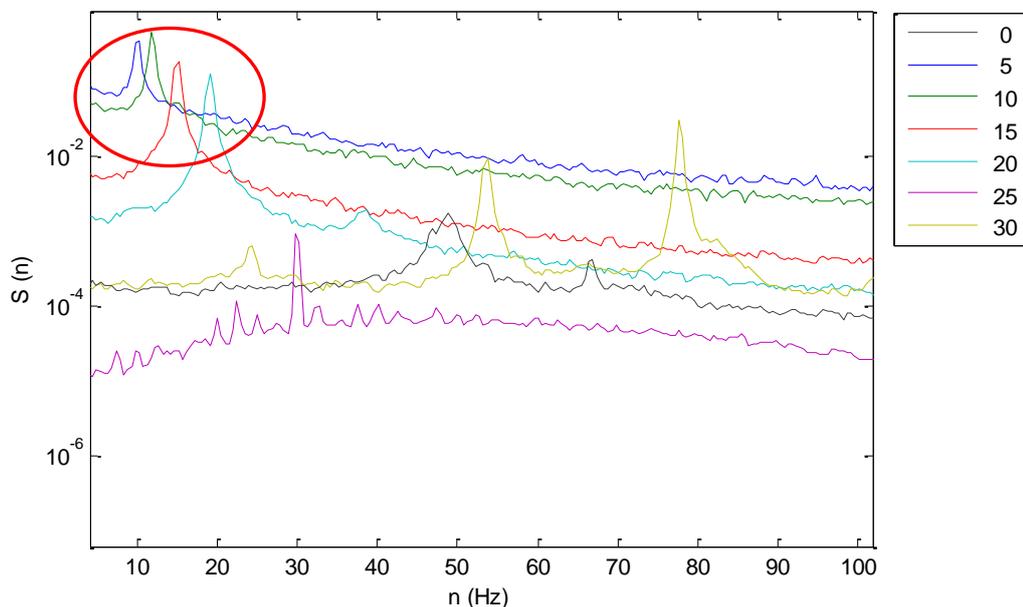


Fig.4. 12: Analisi spettrale dei dati rilevati in scia al profilo alare a $Re = 5.9 \times 10^4$ per angoli negativi

$Re = 1.2 \times 10^5$ (10 m/s)

Per quanto riguarda $Re = 1.2 \times 10^5$, lo stallo si verifica a 12° , in conseguenza di ciò si evidenzia maggiormente il fenomeno dell'aumento di turbolenza, infatti si distinguono due vere e proprie zone di appartenenza: intorno a 10^{-5} per gli angoli

fino a 11° e attorno a 10^{-1} per gli angoli successivi allo stallo. Di seguito si riporta l'analisi spettrale in figura 4.13.

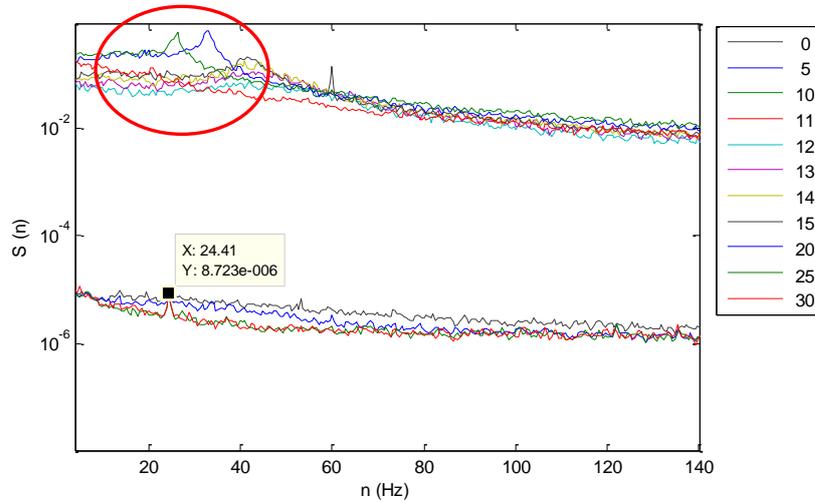


Fig.4. 13: Analisi spettrale dei dati rilevati in scia al profilo alare a $Re = 1.2 \times 10^5$ per angoli positivi

Si può notare che per tutti gli angoli della fascia bassa è presente un picco a 24,41 Hz, inoltre questo valore è esattamente la metà del picco rilevato a velocità inferiore per zero gradi, si suppone che sia una frequenza legata alla struttura, e non mancheremo di cercare confronti con i dati provenienti dalle celle di carico. Per quanto riguarda gli altri andamenti, non presentano particolari picchi, tranne 15° , 20° e 25° tra 20 e 40 Hz (fig. 4.14).

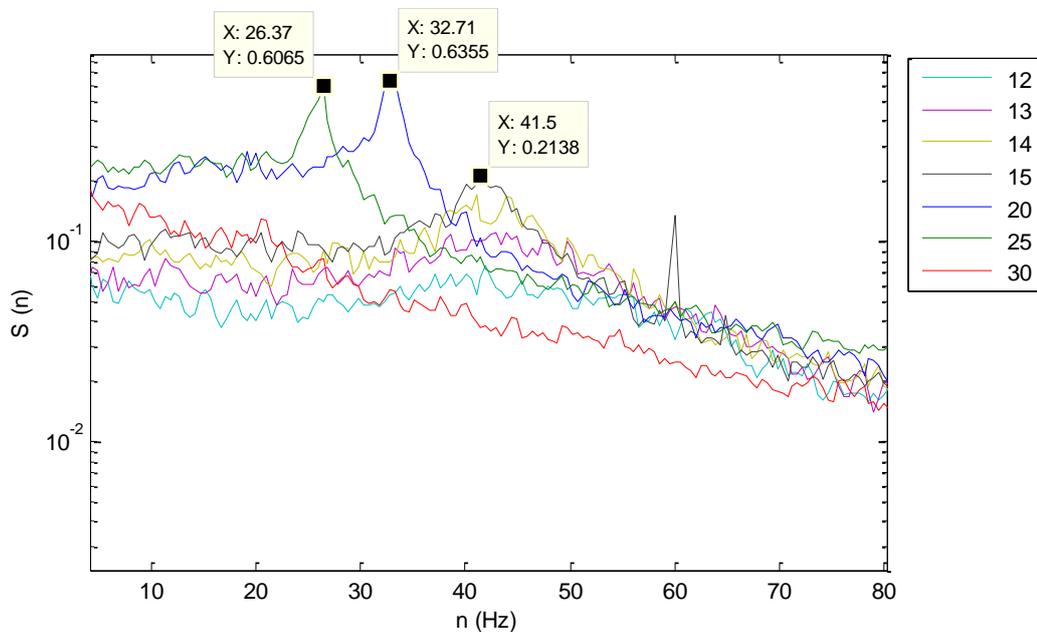


Fig.4. 14: Ingrandimento dei picchi per $Re = 1.2 \times 10^5$

Studiando gli andamenti degli angoli negativi (Fig.4.15) si ripetono le osservazioni fatte precedentemente per la velocità inferiore, infatti, escludendo il comportamento di -5° e -10° , si ripropone l'andamento caratteristico con il picco che si presenta attorno a 50 Hz per -15° e quindi al crescere in modulo dell'angolo il picco si trova a frequenze inferiori. Ritroviamo il picco anche per -30° di conseguenza deduciamo che la posizione dell'anemometro è ottimale per rivelare le variazioni di flusso legate a grandi angoli negativi piuttosto che per grandi angoli positivi. Per gli angoli negativi -5° e -10° è presente un picco a 24,41 Hz.

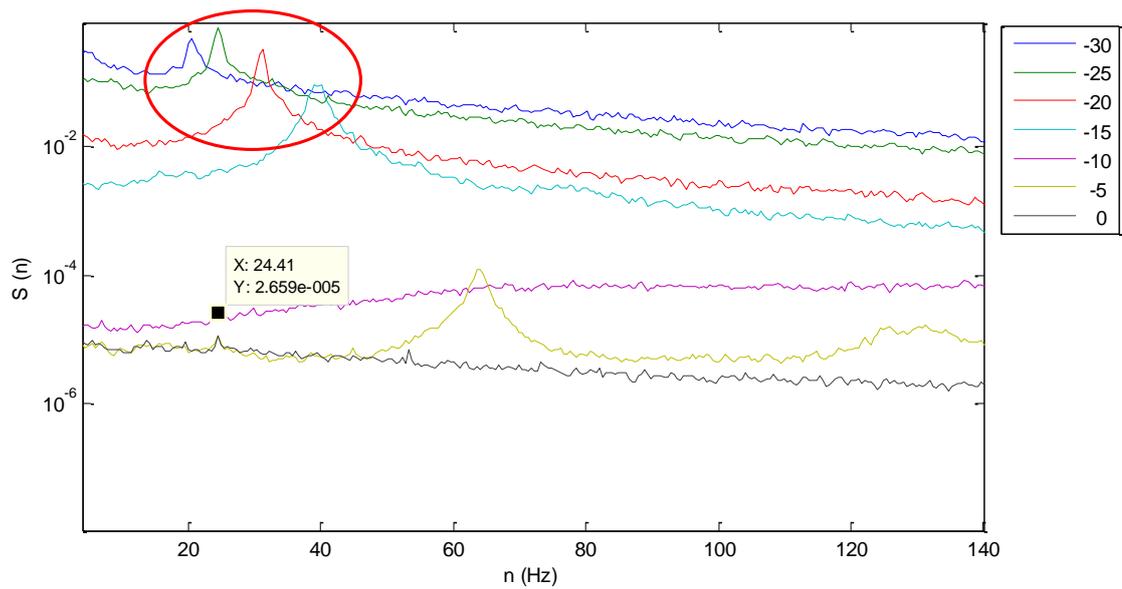


Fig.4. 15: Analisi spettrale dei dati rilevati in scia al profilo alare a $Re = 1.2 \times 10^5$ per angoli negativi

$Re = 1.9 \times 10^5$ (16 m/s)

In questo grafico (fig. 4.16) si individuano a bassi angoli d'attacco la presenza del picco a 24.41 Hz che ha coinvolto tutti gli andamenti osservati fin ora. Oltre a ciò si possono notare sopra i 150 Hz altri picchi probabilmente legati alla struttura, che ad alti angoli d'attacco e turbolenza maggiore non vengono rilevati in quanto sono segnali a bassa energia. Gli andamenti tra zero e diciassette gradi tendono a sovrapporsi quasi completamente, stessa cosa tra diciotto e venti; ad angoli maggiori (fig.4.17), per esempio venticinque si manifesta il picco già visto precedentemente e quindi trenta gradi non presenta alcun picco notevole. Come

già evidenziato il comportamento anomalo legato a 30° non dipende da un errore in sede di prove, bensì dalla posizione fissa della strumentazione non idonea a rilevare con precisione il flusso e le sue fluttuazioni ad elevati angoli d'attacco; tuttavia sottolineo la funzionalità del posizionamento per tutte le altre misure ed inoltre il fatto che non ci siamo spinti oltre 30° .

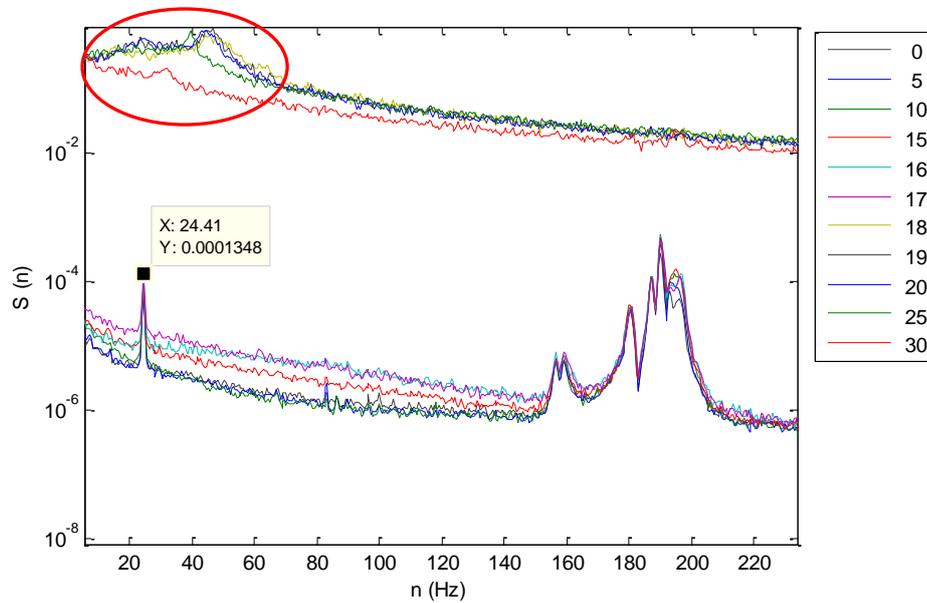


Fig.4. 16: Analisi spettrale dei dati rilevati in scia al profilo alare a $Re = 1.9 \times 10^5$ per angoli positivi

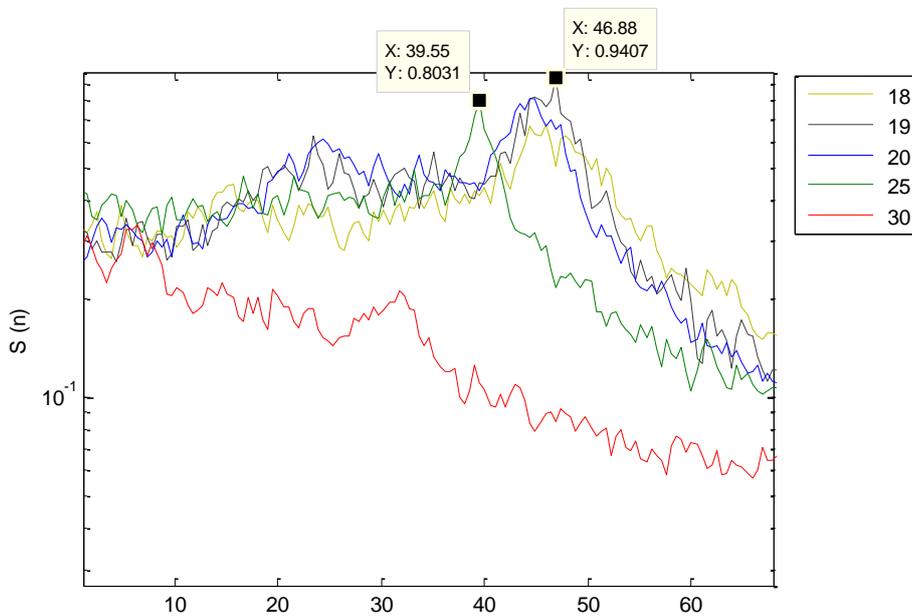


Fig.4. 17: Ingrandimento dei picchi per $Re = 1.9 \times 10^5$

Per quanto riguarda gli angoli negativi (Fig.4.18) si ripetono le osservazioni fatte precedentemente, infatti, escludendo il comportamento di -5° e -10° , si ripropone l'andamento caratteristico con il picco che si presenta tra i 20 e 60 Hz. Per gli angoli negativi -5° e -10° è presente il picco a 24.41 Hz.

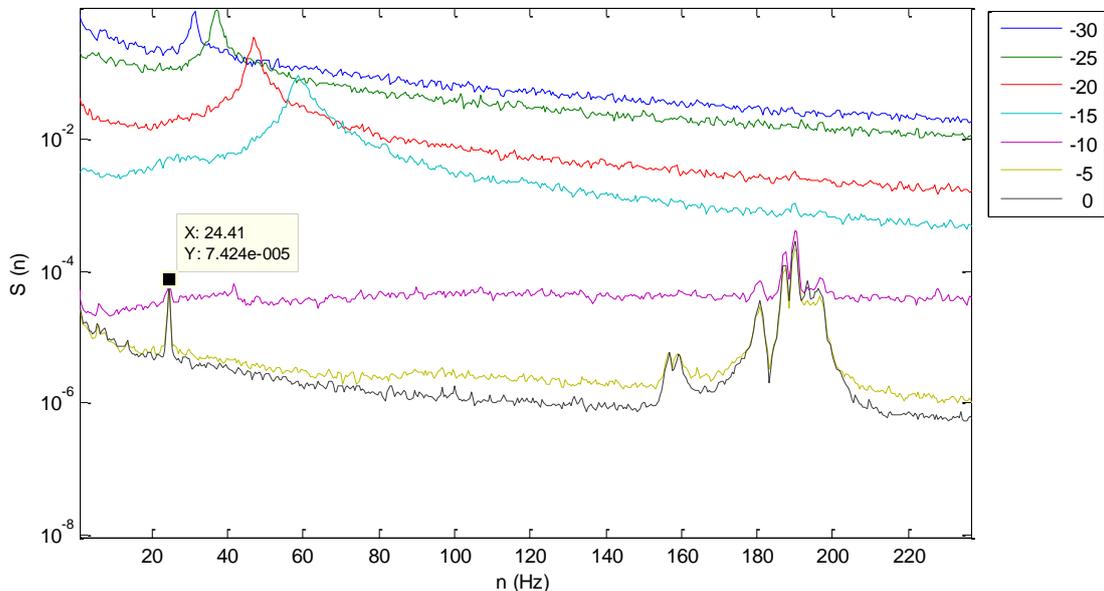


Fig.4. 18 : Analisi spettrale dei dati rilevati in scia al profilo alare a $Re = 1.9 \times 10^5$ per angoli negativi

Nel confronto tra i grafici alle tre velocità proposte emerge che i picchi evidenziati agli alti angoli d'attacco si spostano verso frequenze più elevate al crescere della velocità. Inoltre alla frequenza 24.41 Hz si trova un picco ricorrente, per definirne la natura occorrerà andare a ricercarne la sua esistenza nell'analisi spettrale effettuata sui dati in ingresso delle celle di carico riportata di seguito.

La trasformata di Fourier è stata fatta sulla somma dei segnali delle quattro celle disposte verticalmente.

Si riporta il grafico a $Re = 5.9 \times 10^4$ (velocità di 5 m/s), come notato anche dalla tavola della portanza, a questa velocità non è evidente il fenomeno dello stallo, va sottolineata però la presenza di due picchi notevoli che ricorreranno nelle figure successive e che quindi si interpretano come sintomo di una frequenza propria della struttura: 27,34 e 60,06 Hz. Le celle di carico, essendo il vincolo di unione tra telaio e profilo alare, sono soggette a tutte le vibrazioni della struttura e pertanto ne riportano gli effetti nei grafici.

In genere, oltre alle frequenze già sottolineate, sono individuabili come frequenze strutturali tutti quei picchi che coinvolgono la totalità degli angoli d'attacco coinvolti nella sperimentazione. Nella figura 4.19 oltre a quelle già indicate è possibile individuare altre frequenze strutturali notevoli.

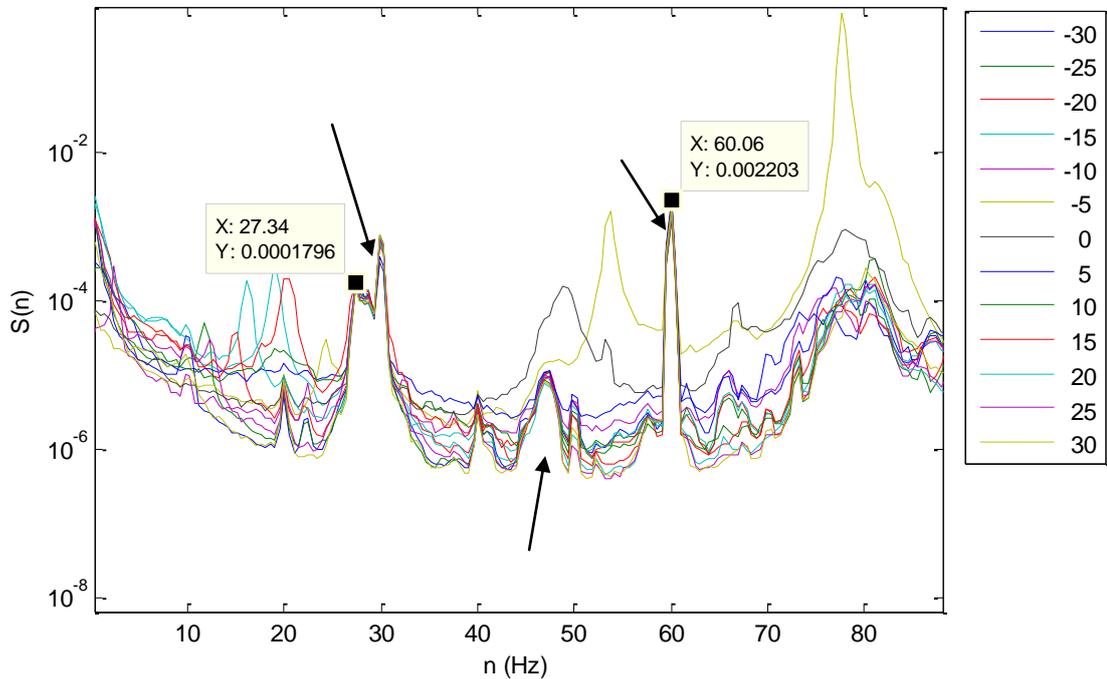


Fig.4. 19: Analisi spettrale dei dati rilevati dalle celle di carico a $Re = 5.9 \times 10^4$

$Re = 1.2 \times 10^5$ (10 m/s)

Il fenomeno dello stallo è meno evidente in questi grafici, rispetto all'analisi in scia, a causa della presenza delle vibrazioni strutturali evidenziate sopra. In molte situazioni i dati relativi al flusso armonizzano con le frequenze strutturali, nascondendo l'effettivo andamento. Tuttavia tra 27.34 e 60.06 Hz (fig. 4.20) troviamo le frequenze a cui in scia si manifestavano i maggiori picchi. Di conseguenza occorre focalizzare l'attenzione nell'intervallo di frequenze evidenziato per rilevare qualche effetto di reale interesse. Similmente al caso precedente, di analisi in scia, si individuano due zone attorno a cui si addensano gli andamenti, uno per gli angoli compresi tra 0° e 11° , l'altro per gli angoli successivi allo stallo (avviene tra 11° e 12°). Inoltre sono ricorrenti picchi circa nelle stesse posizioni, questa è la conferma della bontà di quanto rilevato nell'analisi precedente.

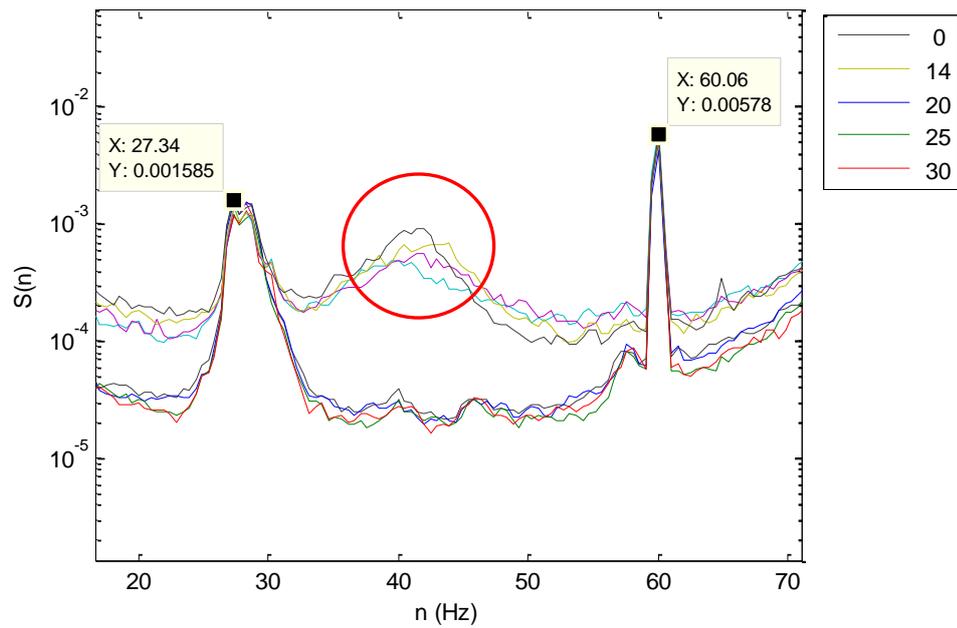


Fig.4. 20: Analisi spettrale dei dati rilevati dalle celle di carico a $Re = 1.2 \times 10^5$ per angoli positivi fino a 15°

Analizzando gli angoli tra 20° e 30° e quelli negativi notiamo che si riassestano sull'andamento di zero gradi, eccetto -15° che porta ancora i segni della turbolenza dovuta allo stallo (fig.4.21). Confrontando questo andamento con l'andamento del coefficiente di portanza vediamo che i valori registrati dalle celle di carico da venti gradi in poi sono molto simili a quelli rilevati a cinque gradi.

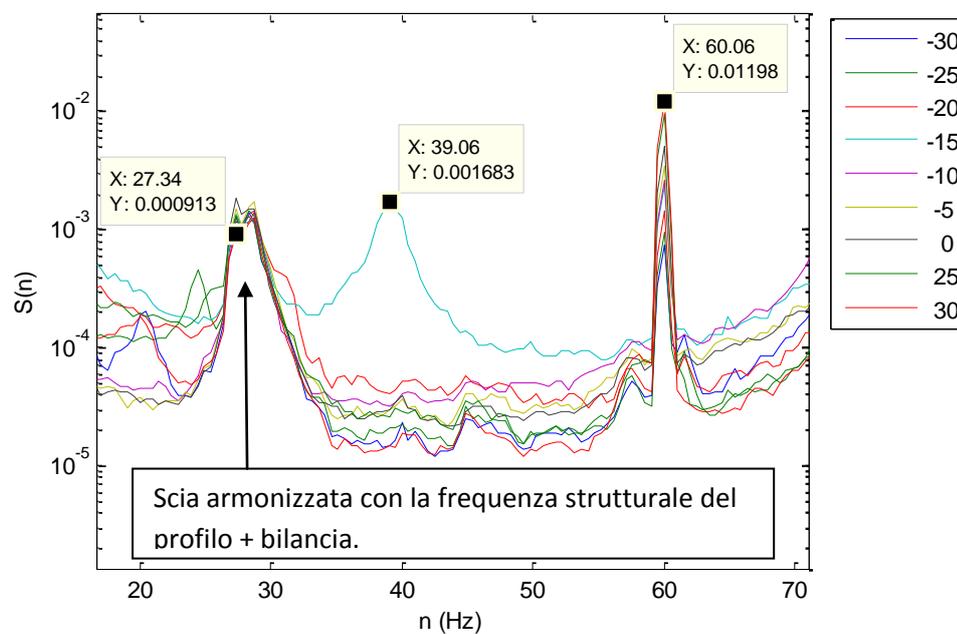


Fig.4. 21: Analisi spettrale dei dati rilevati dalle celle di carico a $Re = 1.2 \times 10^5$ per angoli significativi

Per quanto riguarda gli angoli negativi, essi seguono l'andamento di quelli positivi, infatti le misure, non essendo più legate alla posizione dell'anemometro in scia, riportano gli effetti della quasi simmetria del profilo.

Re = 1.9 x 10⁵ (17 m/s)

Anche a questo Re si possono individuare due zone attorno a cui si addensano gli andamenti (fig.4.22), uno per gli angoli compresi tra 0° e 17°, l'altro per gli angoli successivi allo stallo (avviene tra 17° e 18°). Inoltre sono ricorrenti picchi circa nelle stesse posizioni. Da notare l'assenza totale di picchi nelle vicinanze di 24.41 Hz, cosa che spinge a considerare tale frequenza come propria della struttura che sorregge la sonda multi-foro.

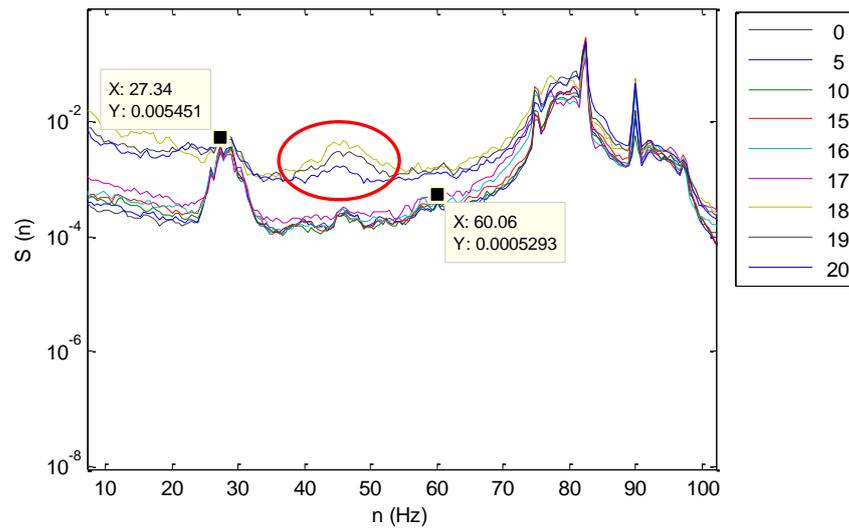


Fig.4. 22: Analisi spettrale dei dati rilevati dalle celle di carico a $Re = 1.9 \times 10^5$ per angoli positivi fino a 20°

Riportando l'andamento per gli angoli negativi (fig.4.23), è possibile ripetere le considerazioni fatte precedentemente riguardo l'appiattirsi dello spettro su valori vicini a quelli positivi, poiché le celle di carico registrano le forze agenti sul profilo.

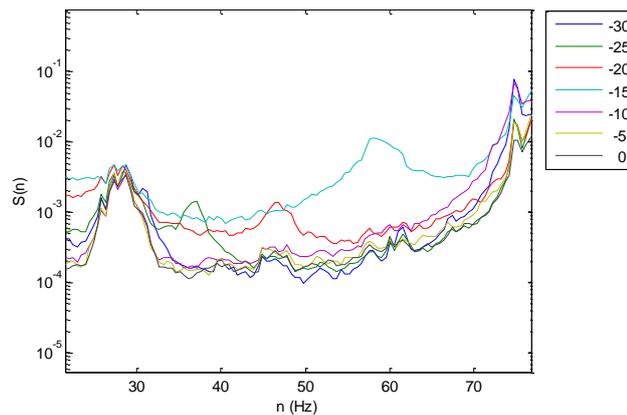


Fig. 4. 23: spettrale dei dati rilevati dalle celle di carico a $Re = 1.9 \times 10^5$ per angoli negativi

Per concludere, l'analisi della vorticosità in scia al profilo attraverso lo stallo evidenzia che la frequenza di stacco dei vortici si mantiene circa costante diminuendo al crescere di Reynolds (fig. 4.25). Il grafico è stato ottenuto riportando il valore del numero di Strouhal in funzione dell'angolo d'attacco del profilo al variare del numero di Reynolds. In particolare il numero di Strouhal è stato definito $St = fd/U$ dove f è la frequenza in scia, d rappresenta la lunghezza caratteristica, frontale, del profilo che varia con l'angolo d'attacco, infatti $d = c \sin\theta$ c = corda dell'ala, infine U = velocità del flusso indisturbato in galleria (fig.4.24).

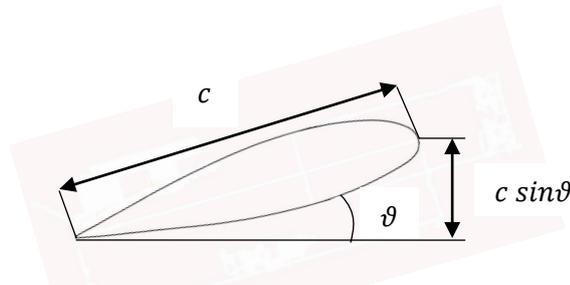


Fig.4. 24: Definizione della lunghezza caratteristica di Strouhal

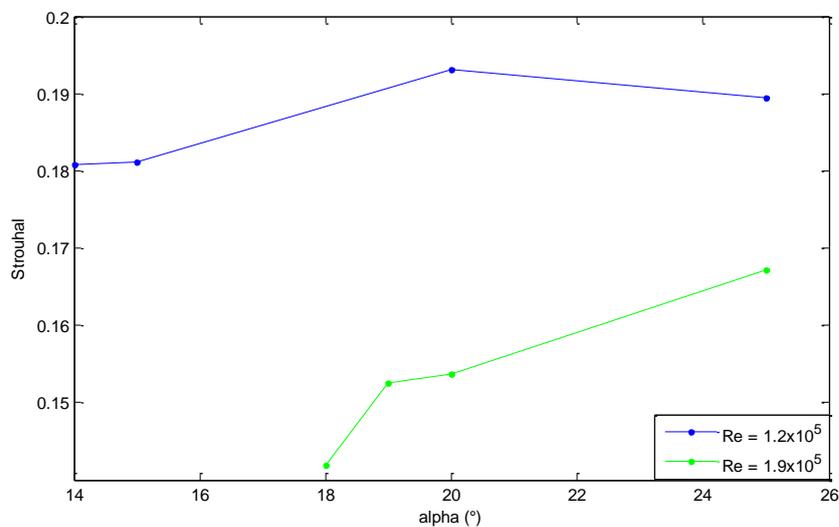


Fig.4. 25: Numero di Strouhal al variare dell'angolo d'attacco del profilo e della velocità attraverso lo stallo

4.4 Elaborazioni teoriche per lo sviluppo dei flaps passivi

Quando non basta l'esperienza la progettazione ha bisogno di essere supportata dalla teoria. L'obiettivo di questo paragrafo è mostrare come si è giunti alla definizione delle caratteristiche del flap posto sul profilo durante gli esperimenti.

Tenendo presente che si ha l'intenzione progettare un flap passivo che cioè sia totalmente indipendente e non debba essere comandato dal pilota, pertanto il flap stesso dovrà interagire con il fluido in cui si trova immerso. Si ricorda lo scopo del

flap: esso deve intervenire in quelle situazioni in cui si verifica la formazione ed il distacco dei vortici sul profilo per impedirne la risalita da fondo ala verso il bordo d'attacco. Con queste premesse è chiaro che la frequenza di oscillazione del flap debba essere quanto più vicina a quella di formazione dei vortici. In quest'ottica ho provveduto a fare un'analisi spettrale, utilizzando la trasformata di Fourier. Cercando un'espressione che esprima la frequenza della nostra struttura, assumiamo il flap come una trave incastrata ad una estremità (fig.4.26). Possiamo dunque applicare la teoria della trave di Eulero-Bernoulli che fornisce come prima frequenza di oscillazione il valore:

$$\omega = (1.875)^2 E^{0.5} / (S h \rho^{0.5}) ,$$

dove: E è il modulo di elasticità dell' elemento strutturale [MPa], S è un numero senza dimensioni che rappresenta il rapporto di assottigliamento (in inglese slenderness ratio) della trave [16], in questo caso vale $S = h\sqrt{12}/b$.

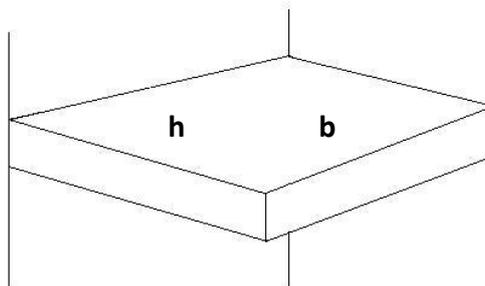


Fig.4. 26: Mensola

Il valore 1.875 corrisponde al primo auto-valore della teoria della trave sottile (cioè al numero d'onda del primo modo, preso lungo l'asse della trave) [17].

Si osserva che il modello di Eulero-Bernoulli è valido finché il rapporto di assottigliamento S è maggiore di 100, come nel caso delle sperimentazioni effettuate nel presente lavoro.

Pertanto il periodo caratteristico della struttura sarà:

$$T_{struttura} = 0.985 h^2 \rho^{0.5} / (b E^{0.5}) .$$

Come detto prima l'obiettivo è instaurare un sincronismo tra il flap ed il fluido, cioè $T_{fluido} \cong T_{struttura}$ per cui assume fondamentale importanza fissare il periodo di oscillazione. Le variabili che si hanno a disposizione sono: h, b, E, ρ (densità). In realtà b che rappresenta la larghezza del flap è fissata, infatti esso è posto sopra tutta la profondità dell'ala. Inoltre anche h non può variare arbitrariamente, poiché la punta del flap deve essere immersa nella regione separata, pertanto risulta

evidente che le variabili in gioco risultano essere il modulo di elasticità E (o modulo di Young) e la densità ρ del materiale costituente il flap.

Questo passo è fondamentale per poter effettuare la scelta dei materiali da utilizzare per la realizzazione dei flaps. Per poter definire la lunghezza h del flap sviluppiamo ora l'equazione dello strato limite sull'estradosso del profilo alare utilizzando l'approssimazione di Blasius che, nonostante non sia un flusso su lastra piana e ci sia la presenza di un gradiente avverso, risulta un'accettabile approssimazione ai fini della nostra ricerca.

Lo spessore dello strato limite è:

$$\delta = \frac{4,91 x}{\sqrt{Re}}$$

Essendo $Re_x = Ux/\nu$ dove U è la velocità espressa in m/s (le velocità utilizzate nel presente lavoro sono 5.4, 10.8, 16.2 m/s), $\nu = 1.5 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ è la viscosità cinematica dell'aria e x è la corda dell'ala, $x = 130.6 \text{ mm}$ [5].

Si conclude che $\delta = 9.5 \times 10^{-3} \text{ m}$, pertanto perché il flap abbia un'altezza paragonabile allo spessore dello strato limite reale si sceglie $h = 4 \text{ cm}$.

4.5 Realizzazione flaps

Questa sezione cerca di rispondere alle problematiche realizzative dei flaps ed esporre come attraverso la sperimentazione si è arrivati a definire la loro struttura. Per quanto riguarda il materiale con cui realizzare i flaps è stato evidente da subito che occorreva utilizzare un materiale quanto più simile al modello reale che abbiamo preso per riferimento: le piume. Di conseguenza la scelta è stata orientata sulla stoffa avendo come criteri di ricerca il peso e la porosità.

In un primo momento i flaps sono stati realizzati in seta, rinforzata con filo di acciaio. Quest'ultimo posizionato secondo l'andamento del flusso in galleria, ovvero parallelo alla corda del profilo. Il filo di ferro rappresenta le nervature delle piume presenti sulle ali degli uccelli (fig. 4.27, 4.28) e contribuisce ad uniformare il comportamento del flap aumentando la rigidità in senso longitudinale ed impedendo così che si pieghi su se stesso.



Fig.4. 27: Piumaggio dell'ala di un gufo

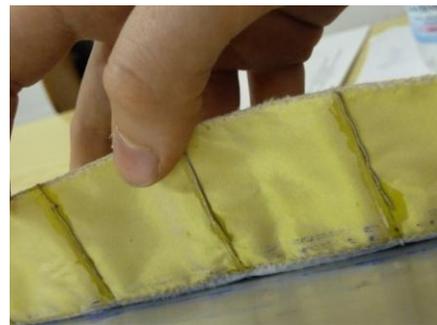


Fig.4. 28: Flap testati, costruiti in modo da approssimare il comportamento delle piume

In questa fase sono state utilizzate tre strisce di seta di differenti densità e una di raso e del fil di acciaio in acciaio inox. Sottolineo la fondamentale differenza alla base della comparazione delle due stoffe: la porosità; il raso è poco permeabile all'aria pertanto può essere comparato ad un "rigid flap", al contrario la seta è molto porosa.

Essendo la porosità approssimativamente inversamente proporzionale alla densità ho privilegiato in sede di prove la seta con minor densità, in questo caso si potrà parlare di "hairy flaps" con caratteristiche più simili a quelle reali delle ali, che non solo hanno una copertura porosa ma anche formata da più strati di piume indipendenti tra loro che si muovono in maniera solidale. Le dimensioni prescelte per il flap sono di 4 cm di larghezza per 56 cm di lunghezza, rispetto ai 59.5 cm di lunghezza dell'ala, in modo che le nervature disposte a 4 cm l'una dall'altra possano essere un numero intero, ovvero 15, nel contempo si viene incontro alle esigenze pratiche di avere un po' di spazio dal bordo dell'ala per riuscire ad applicare il flap sulla stessa. Per fissare il flap al profilo si è scelto di usare lo scotch telato in modo da garantire ampia flessibilità. Una possibile alternativa era lo scotch di alluminio, certamente più sottile, tuttavia con la sua rigidità avrebbe innalzato eccessivamente quest'ultima perdendo la possibilità di raggiungere il sincronismo. Prima di realizzare le misurazioni, sono stati eseguiti test qualitativi per accertarsi che il dispositivo (flap) rispondesse al flusso alzandosi autonomamente una volta terminato il transitorio per elevati angoli d'attacco dell'ala. Pertanto il profilo equipaggiato di flap è stato disposto in galleria e se ne è rilevato il comportamento ad angoli d'attacco superiori a quello di stallo, provando tutte le strisce disponibili alla velocità corrispondente a $Re = 9.5 \times 10^4$ (fig.4.29).

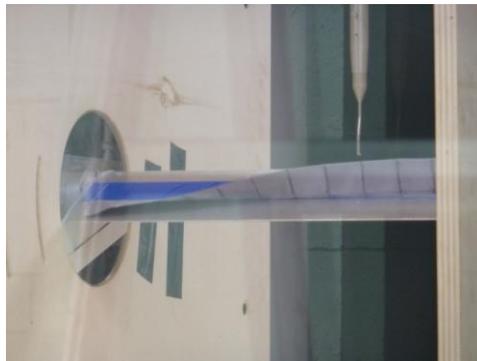


Fig.4. 29: Test del flap, se ne osserva il comportamento qualitativo, il movimento

A conclusione di questi test si possono portare le seguenti considerazioni: i flaps così realizzati rispondono generalmente bene al flusso, coerentemente a quanto ci aspettavamo, inoltre per quanto riguarda la seta, la striscia con minore densità, ovvero la più leggera e porosa, segue meglio le variazioni del flusso. L'unico difetto riscontrato è che per effetto dello scotch il flap tende a non aderire

completamente al profilo rimanendo leggermente distaccato, questo fenomeno è stato interpretato come un effetto dello scotch e specialmente di come viene incollato al profilo, in modo molto aderente o viceversa più approssimativo, di conseguenza la rigidità del flap risulta influenzata in modo stocastico dallo scotch. Per ridurre questo fenomeno si è deciso di accorciare il fil di acciaio, in modo che non copra tutta la lunghezza del flap ed inserire del filo in nylon (da pesca), in modo da limitare lo spessore di flap coperto dallo scotch e da ottenere una flessibilità nota dovuta dalla unica presenza del nylon alla base del flap.

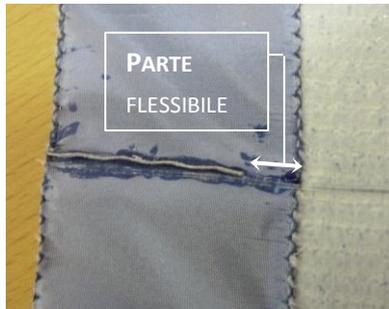


Fig.4. 31: Schema rigidità flap



Fig.4. 30: Momento durante la realizzazione del

In questo modo è cominciato lo sviluppo di flaps di “seconda generazione”; infatti rimanevano da determinare il diametro del filo in nylon e la lunghezza del nylon entrambi fattori caratterizzanti la flessibilità del flap (fig.4.30, 4.31).

Lo scopo ultimo della sperimentazione era ottenere un dispositivo che fosse in grado contemporaneamente di aderire al profilo e che allo stesso tempo fosse sufficientemente flessibile per alzarsi una volta raggiunto lo stallo, senza piegarsi su se stesso. Anche in questo caso prima di effettuare un ciclo di misure sono stati eseguiti test, con $Re = 1.9 \times 10^5$ e $\alpha = 19^\circ$ (a questa velocità lo stallo è individuato tra 17° e 18°), su diversi tipi di flap. Le tipologie di flaps testate prevedevano vari diametri di nylon: 0,2 mm, 0.3 mm, 0.4 mm, 0.45 mm, 0.6 mm, 0.7 mm, 1 mm. Se da una parte i flaps realizzati con in nylon da 0.7 mm e 1 mm si sono rivelati troppo rigidi, tanto da non consentire al flap di alzarsi, neppure ad angoli superiori a 19° , dall'altra i diametri inferiori a 0.45 mm non permettevano l'aderenza al profilo in condizioni di “riposo” del flap. Di conseguenza gli spessori scelti definitivamente per la realizzazione dei flap sono stati 0.45 mm e 0.6 mm.

Per quanto riguarda il filo in nylon, esso è lungo 9 cm ovvero copre la lunghezza di tutto il flap e dello scotch, in particolare la parte di flap “flessibile”, ovvero in cui non è presente il fil di ferro, è stata realizzata e provata in tre versioni di flaps: 0.5 cm, 0.8 cm, 1cm. Tuttavia a parità di filo in nylon non si sono apprezzate notevoli differenze; pertanto si è scelto di realizzare i flaps con una misura intermedia pari a 0.8 cm di flessibilità. L'unione tra stoffa, acciaio e nylon è stata realizzata con l'adesivo ciano acrilato. Per rispondere al quesito circa il posizionamento del controllo, non essendoci una posizione fissa in cui avviene il distacco dei vortici, si

è deciso di collocare a $\frac{3}{4}$ della corda il singolo flaps, imitando così la posizione delle piume nelle ali degli uccelli e seguendo anche quanto trovato al riguardo in letteratura (fig.4.32, 4.33) [18].

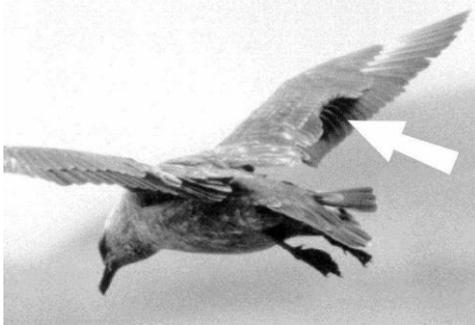


Fig.4. 33: Uccello in volo con piume alzate

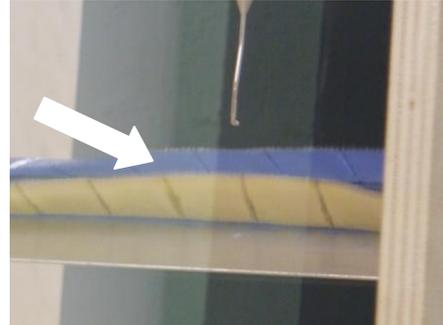


Fig.4. 32: Flaps alzati durante la sperimentazione

Inoltre sempre allo scopo di simulare con maggior precisione l'effetto delle piume si sono eseguite le prove con due flaps contemporaneamente installati sul profilo, con l'accortezza che non entrassero in collisione nel loro moto reciproco.

Pertanto lasciando fisso in posizione il primo flap collocato sulla $\frac{3}{4}$ (4.5 cm a partire dal bordo di uscita), il secondo flap è stato posizionato circa a metà della corda, utilizzando il medesimo scotch telato (4.34, 4.35).

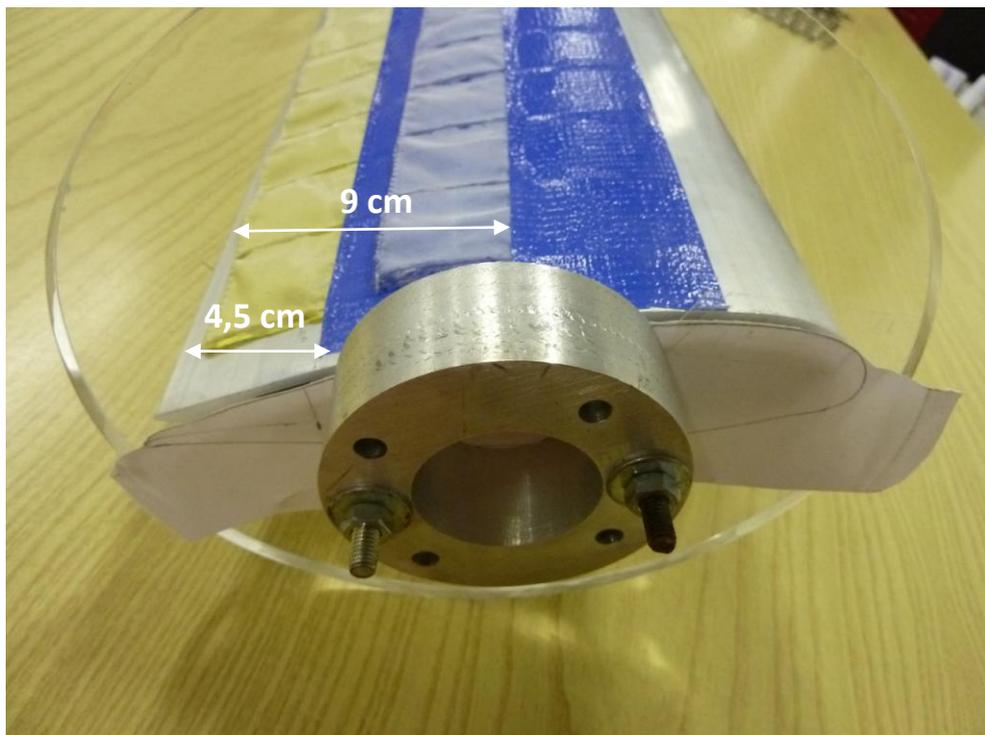


Fig.4. 34: Posizione dei flaps sul profilo alare

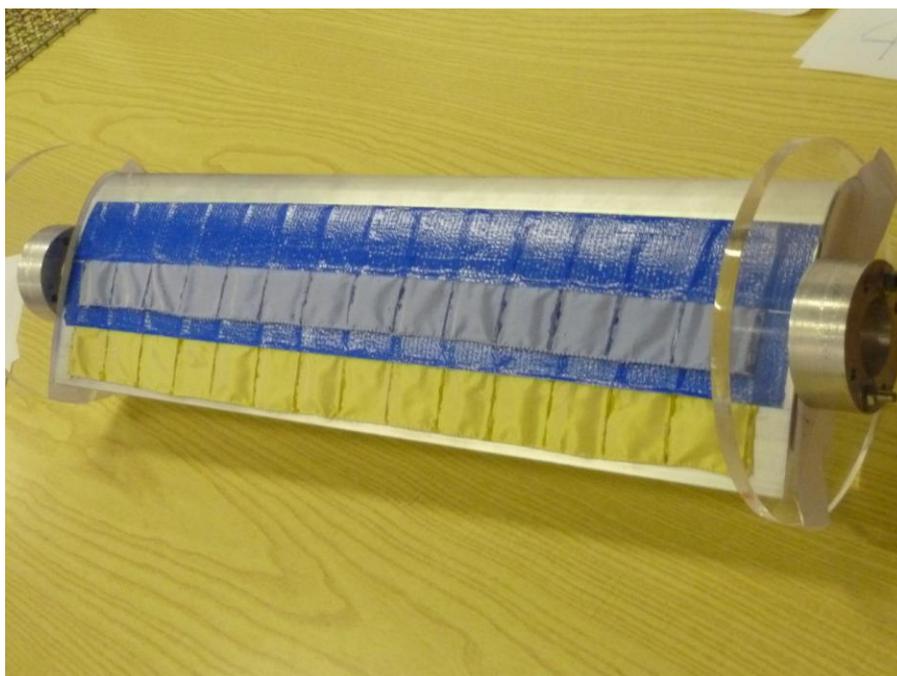


Fig.4. 35: Il profilo pronto per le prove sperimentali

5. Analisi dei risultati e confronto con la letteratura

In questo capitolo verranno discussi i risultati sperimentali ottenuti applicando sull'estradosso del profilo i flaps biomimetici studiati nel capitolo precedente, inoltre si procederà al confronto del coefficiente di portanza ottenuto per il profilo con i flaps e senza.

5.1 Le prove con i flaps

Una volta realizzati i flaps sono state condotte le sperimentazioni in galleria del vento sul profilo dotato del controllo. Le prove sono state effettuate solamente al numero di Reynolds più elevato rispetto alle prove precedenti con l'ala priva di flaps (§ 4.2) sia perché in questo modo si è nella condizione di minor errore sia per esigenze di tempo in quanto la galleria del vento, a causa di un guasto all'azionamento del motore, è rimasta inutilizzabile dalla prima settimana di settembre fino al venti dello stesso mese riducendo così il tempo a disposizione. Pertanto le misure sono state condotte a $Re = 1.9 \times 10^5$; a queste condizioni lo stallo per l'ala senza flap si verifica tra 17° e 18° . A ciascun angolo di prova corrisponde una misura di zero degli strumenti della durata di 10 secondi e la registrazione dei dati della lunghezza di 150 secondi, una volta terminato il transitorio per raggiungere la velocità voluta. Considerando i tempi sopra riportati, i transitori di avvio e spegnimento del motore (25 secondi) ed il tempo necessario a variare manualmente l'angolo di attacco, possiamo definire la durata di ciascuna misura effettuata tra i 10 e i 15 minuti.

Le misure realizzate in questa seconda parte di sperimentazione sono state classificate con la dicitura :

0xx_y_300_00z

Dove: xx = angolo di attacco del profilo

y = a antiorario/o orario per indicare il segno di α

z = il tipo di flap (002 poco poroso, 003 poroso, 004 poroso poco flessibile, 006 due serie di flaps); in seguito sarà utilizzata questa dicitura.

Durante la sperimentazione si è mantenuta la convenzione di determinare gli angoli positivi quelli presi in senso orario (§ 4.2, fig.4.6). Inoltre la configurazione strumentale è rimasta immutata, fatta eccezione per l'anemometro che è stato posto esattamente in scia al profilo, diversamente dalle prove senza flaps (cap.3). Le prove possono essere divise in tre grandi sezioni: flap poco poroso (002), flap poroso (003), due serie di flaps (006). In riferimento a quanto detto nel § 4.5, il flap poroso poco flessibile non è risultato idoneo alla nostra ricerca, per cui la sperimentazione non è stata condotta a termine.

5.1.1 Risultati flap scarsamente permeabile

Come anticipato nel capitolo precedente, questa tipologia di flap è stata realizzata tramite strisce di raso, stoffa molto compatta, abbastanza impermeabile all'aria, pertanto sintetizzabile con il concetto di "rigid flap". Il colore identificativo di questa tranche di prove è il grigio. La sequenza degli angoli d'attacco testati prevede un passo di cinque gradi tra -30° e $+30^\circ$ con l'aggiunta degli angoli 16° , 17° , 18° , 19° ; per visualizzare eventuali variazioni del valore del coefficiente di portanza.

Per visualizzare il comportamento del flap 002, si riporta una sequenza di immagini che illustrano al variare dell'angolo di attacco del profilo il movimento autonomo del flap (fig. 5.1).

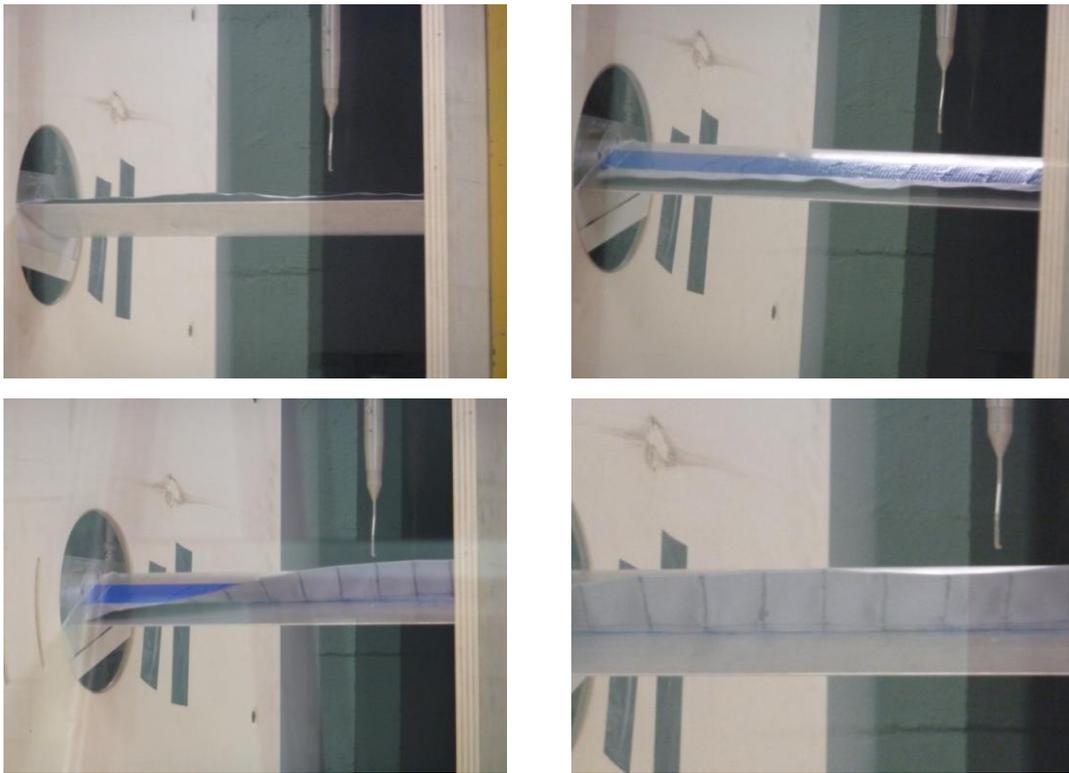


Fig.5. 1: Sequenza movimento del flap grigio, partendo dall'alto a sinistra abbiamo $\alpha = 0^\circ, 18^\circ, 19^\circ, 25^\circ$

Come previsto (§ 4.5), fino all'avvenuto stallo, il flap risulta aderente al profilo e non interviene a perturbare il flusso su esso. Quando si manifesta lo stallo il flap si alza ed influenza il distacco dei vortici, andando a variare il coefficiente di portanza, come è possibile vedere nel grafico in fig.5.3, senza incrementare in modo significativo la resistenza del profilo (fig.5.4). Notevole è il confronto con la sequenza successiva in cui appare decisamente più evidente il movimento del flap tra 18° e 19° gradi, questo perché nel caso del flap grigio esso è ritardato nella risposta al fluido che lo circonda a causa della sua scarsa permeabilità. A 25° lo stallo è già avvenuto ed il flap è completamente alzato dai vortici.

Nel grafico sotto riportato (fig.5.2) sono illustrati i risultati complessivi del ciclo di prove condotte con il flap grigio, mentre nella figura successiva si raffigura il confronto tra l'andamento del Cl con il controllo e senza (fig.5.3).

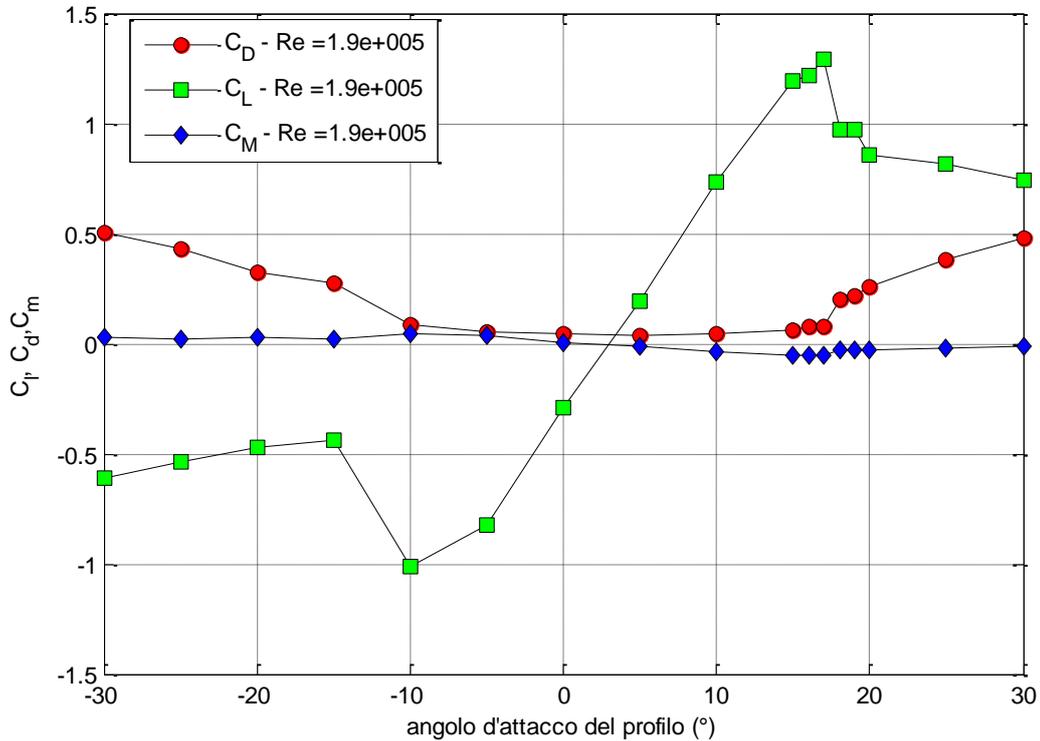


Fig.5. 2: Risultati prove flap 002

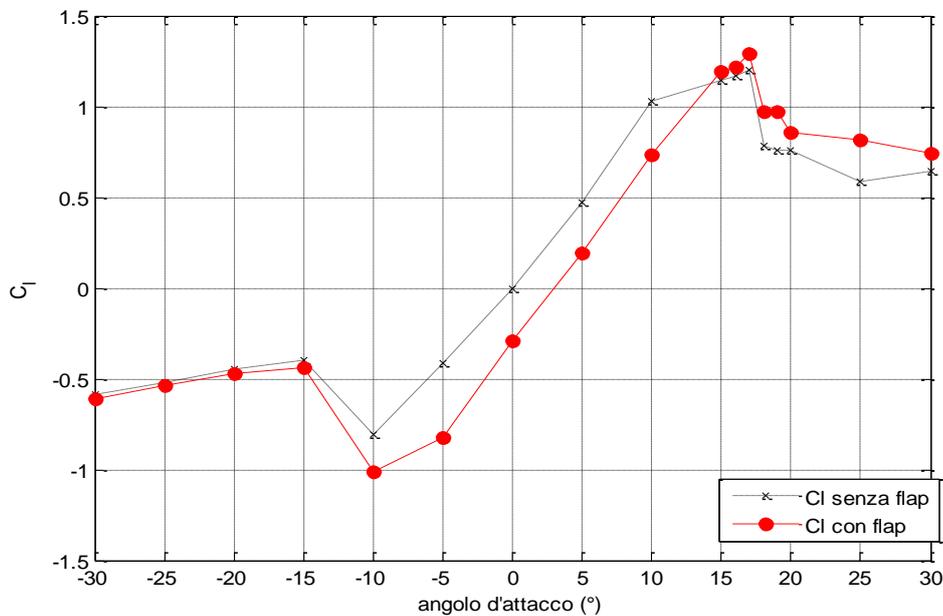


Fig.5. 3: Confronto tra le prove con e senza flap

Dal confronto emerge che con il flap, pur essendo poco poroso, c'è un netto miglioramento della portanza dopo lo stallo per cui a 17° si passa da un valore di $C_l = 0.779$ a $C_{l_{controllo}} = 0.969$. Sottolineo che l'incremento di portanza è accompagnato da un minimo incremento di resistenza a bassi angoli d'attacco, per cui lo stesso C_l tra 0° e 17° risulta diminuito a causa dell'aumento di resistenza dovuto alla presenza del flap che non rimane perfettamente aderente al profilo, modificandolo.

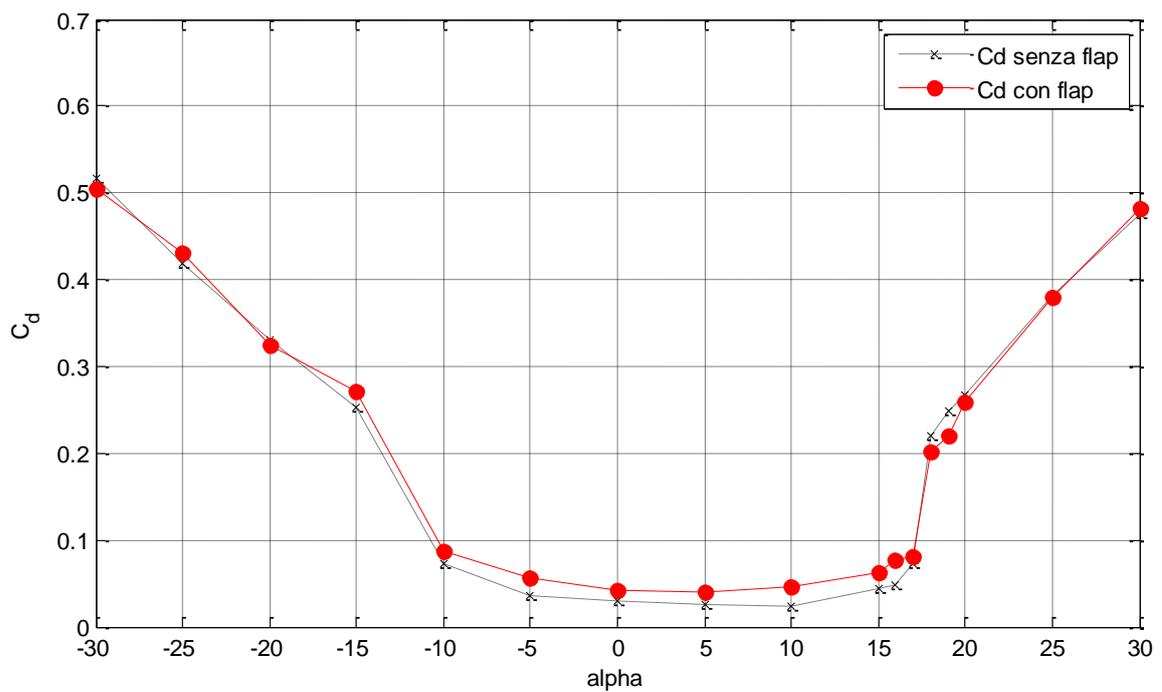


Fig.5. 4: Confronto della resistenza tra le misure con il flap e quelle senza controllo

Per rendere più interpretabili i risultati mostrati in figura 5.3, si riportano i dati puntuali del valore del CI corredati della percentuale relativa alla variazione di portanza legata alla presenza del flap scarsamente permeabile (tab.5.1).

α / tipologia prova	Senza flap	Flap scarsamente permeabile(002)	%
5°	0.4697	0.1955	-58
10°	1.025	0.7346	-28
15°	1.144	1.19	+4
16°	1.167	1.215	+4
17°	1.201	1.294	+7.7
18°	0.7794	0.9749	+25
19°	0.762	0.9698	+27.3
20°	0.7595	0.8585	+13
25°	0.5831	0.8157	+39.9
30°	0.6396	0.7392	+15.6

Tab.5.1: Confronto CI e percentuali di variazione

Dalla tabella emerge chiaramente come a bassi angoli d'attacco la presenza del flap riduca drasticamente la portanza, talvolta addirittura drammaticamente, come nel caso di zero gradi; tuttavia dopo i 15° il flap porta un deciso aumento di CI in particolare dopo lo stallo con un massimo di +39.9% a 25°.

5.1.2 Risultati flap permeabile

Questo tipo di flap è stato realizzato in seta, della densità tra i 95-105 (circa) gr/m lineare per una lunghezza pari a 4 cm. Utilizzando un materiale differente si è voluto sottolineare come avvicinandosi al modello (piume), migliorino effettivamente anche i risultati. Pertanto si è dimostrato come l'utilizzo di un materiale dotato di un buon grado di porosità ottimizzi la natura del flap progettato, che in questo caso si può definire "hairy flap".

Anche in questa occasione la sequenza degli angoli d'attacco testati prevede un passo di cinque gradi tra -30° e +30° con l'aggiunta degli angoli 16°, 17°, 18°, 19°; per visualizzare eventuali variazioni del valore del coefficiente di portanza. Anche in questo caso, l'effetto ottenuto è stato quello di riuscire ad elevare il valore del coefficiente di portanza dopo lo stallo, senza però ritardarlo.

Come prima si desidera rendere tangibile l'esperienza condotta in laboratorio pertanto è proposta qualche immagine delle prove (fig. 5.5).

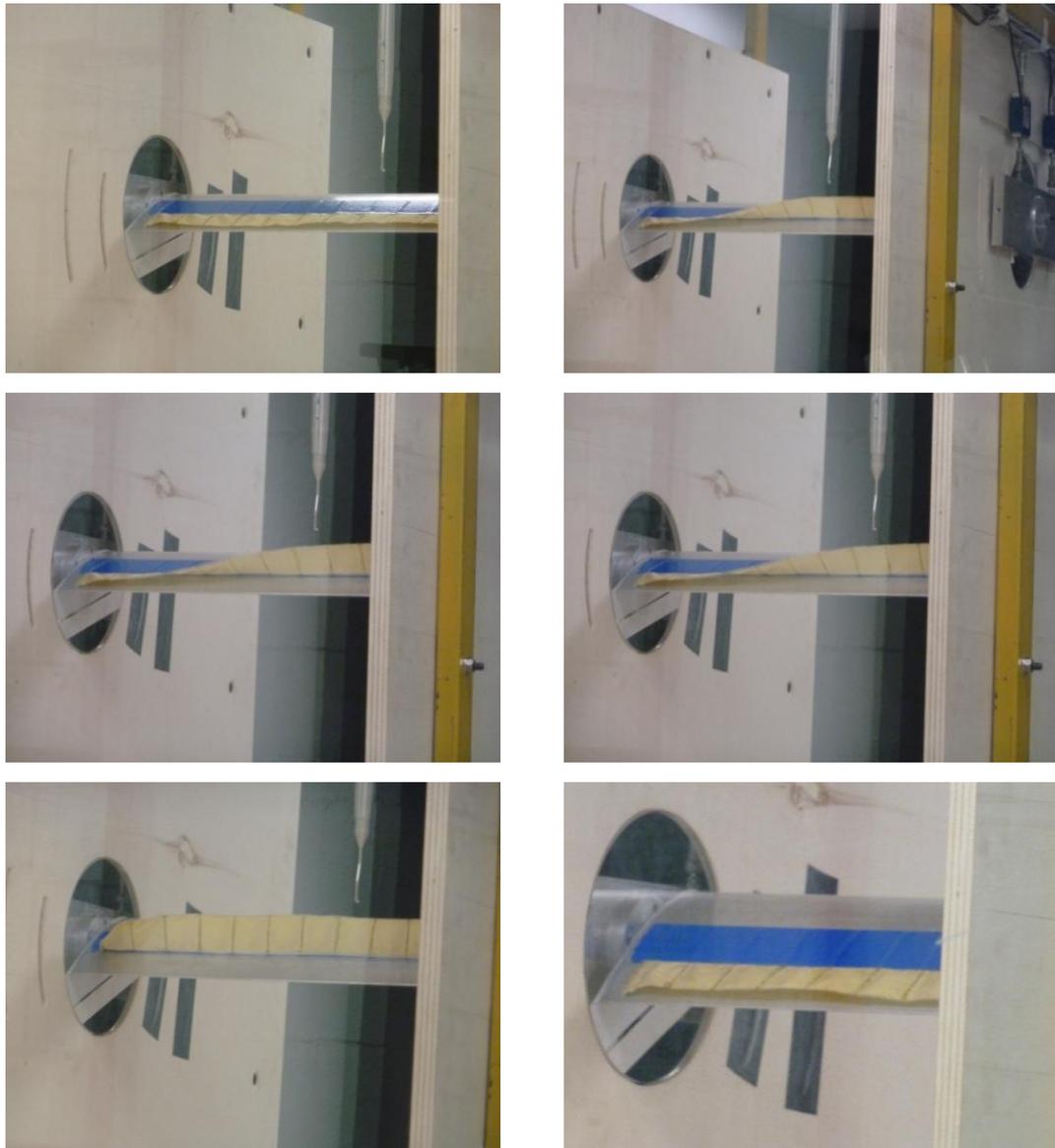


Fig.5. 5: Sequenza movimento del flap giallo, partendo dall'alto a sinistra abbiamo $\alpha = 17^\circ, 18^\circ, 19^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ$

Anche in questo caso si vede il flap alzarsi progressivamente, si noti come a 17° esso sia ancora in posizione di riposo, mentre a 18° sia sollevato, questa è la conferma visiva dell'avvenuto stallo. Di conseguenza al crescere dell'angolo di attacco del profilo notiamo come la spinta sul flap cresca progressivamente fino a 25° , posizione in cui il dispositivo manifesta la sua massima alzata. A 30° si presenta un fenomeno che può sembrare strano: accade che il profilo ha un angolo d'attacco così elevato da causare il distacco completo della vena fluida dall'estradosso, di conseguenza il flap risulta estromesso da una qualsiasi possibilità di intervento e non si alza.

Nel grafico sotto riportato (fig.5.6) vengono illustrati i risultati complessivi del ciclo di prove condotte con il flap giallo, mentre nella figura successiva troviamo il confronto tra l'andamento del C_l con il nostro sistema di controllo biomimetico e senza.

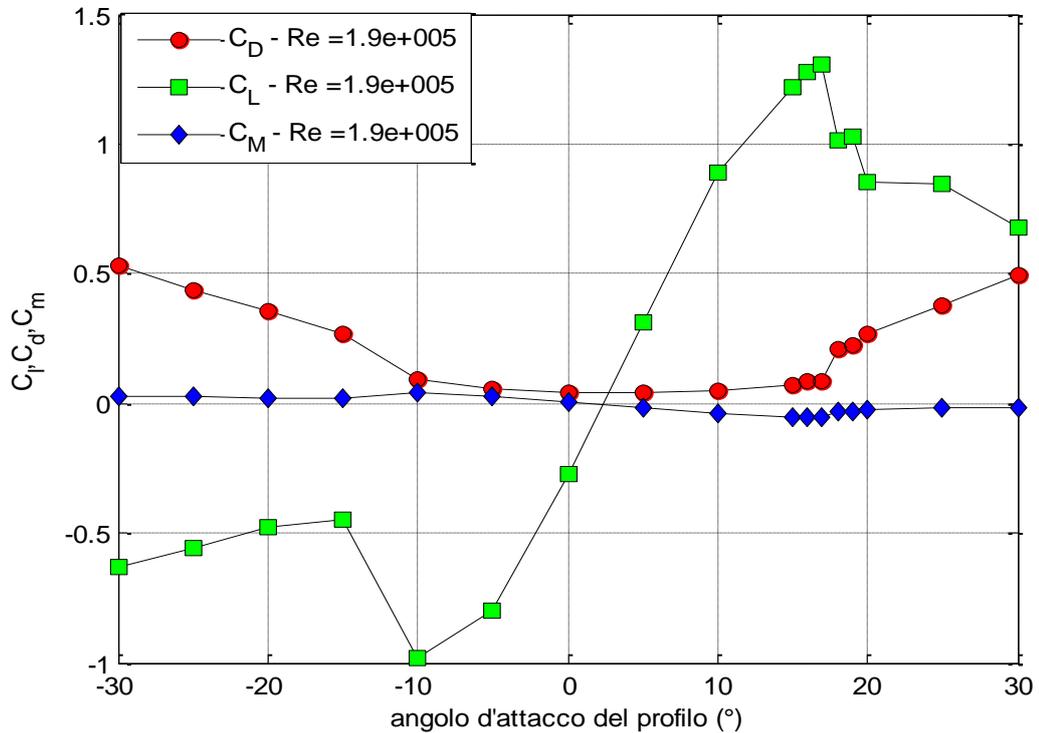


Fig.5. 6: risultati prove flap 003

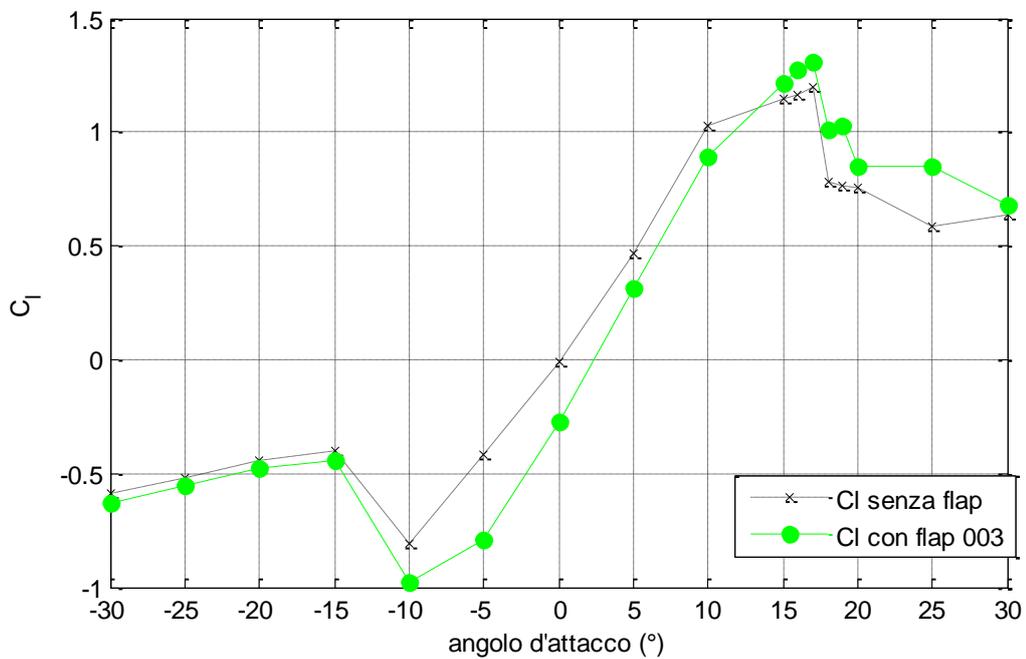


Fig.5. 7: Lift confronto prove flap poroso e senza flap

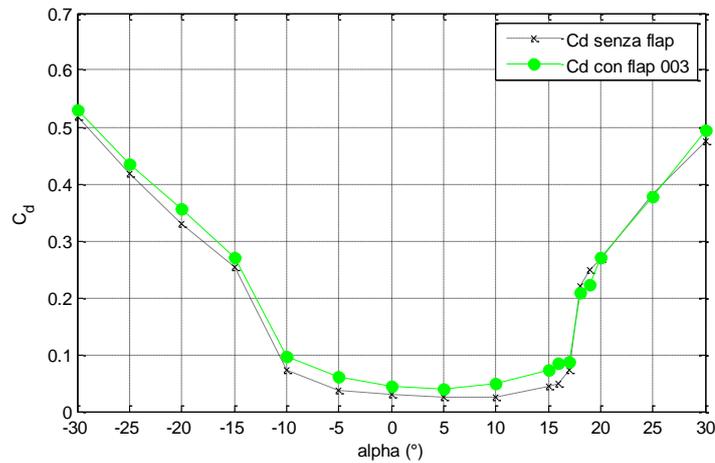


Fig.5. 8: Drag confronto prove flap poroso e senza flap

Questo è il caso in cui si riscontra il massimo incremento di portanza a fronte di un aumento della resistenza relativamente modesto (fig. 5.8). Per rendere più immediati i risultati mostrati in figura 5.7, si riportano i dati puntuali del valore del CI corredati della percentuale relativa alla variazione di portanza legata alla presenza del flap permeabile (tab.5.2).

α° / tipologia prova	Senza flap	Flap permeabile	%
5°	0.4697	0.3103	-34
10°	1.025	0.8889	-13
15°	1.144	1.218	+6.5
16°	1.167	1.275	+9.3
17°	1.201	1.309	+9
18°	0.7794	1.011	+29.7
19°	0.762	1.03	+35
20°	0.7595	0.8513	+12
25°	0.5831	0.8467	+45
30°	0.6396	0.6794	+6

Tab.5 2: Confronto valori CI e percentuali della variazione prodotta dal flap

La tabella evidenzia una diminuzione di CI a bassi angoli d'attacco ma dopo lo stallo si ha un deciso incremento di portanza con un massimo di +45% a 25°.

5.1.3 Risultati con due serie di flaps permeabili

Questo tipo di flap è stato realizzato in seta, della densità tra i 85-105 (circa) gr/m lineare per una lunghezza di 4 cm. Anche questo tentativo è stato sperimentato con l'intento di avvicinarsi maggiormente al modello reale rappresentato dal piumaggio. In questa sede il risultato sperimentale è risultato premiante rispetto ai casi precedenti perché non solo si è ottenuto di avere dei valori di CI più elevati dopo lo stallo, ma di avere dei valori talmente elevati in termini di portanza dopo i 17° da poter affermare di aver ritardato lo stallo a 23°, ovvero di 6 gradi a parità di resistenza. Questo comporta dei benefici in termini di sicurezza e manovrabilità del velivolo. Di conseguenza in questa sessione di prove la sequenza degli angoli

d'attacco testati prevede un passo di cinque gradi tra -30° e $+30^\circ$ con l'aggiunta degli angoli 16° , 17° , 18° , 19° , 21° , 22° , 23° , 24° ; (ovvero con passo unitario tra 15° e 20°) per visualizzare le variazioni del valore del coefficiente di portanza che si protraggono fino a tale angolo. A differenza dalle prove precedenti l'effetto ottenuto è stato quello di riuscire ad elevare il valore del coefficiente di portanza dopo lo stallo, a tal punto da ritardarlo. Anche in questa occasione si intende rendere plastica la sperimentazione (fig.5.9).



Fig.5. 9: Sequenza movimento dei due flap, partendo dall'alto a sinistra abbiamo $\alpha = 17^\circ, 19^\circ, 20^\circ, 22^\circ, 23^\circ, 25^\circ, 30^\circ$

In tutte le immagini si riscontra il comportamento già visto con le tipologie precedenti di flaps, ovvero fino allo stallo i flaps tendono a rimanere abbassati per poi alzarsi una volta raggiunta la posizione critica, per contrastare efficacemente la formazione di vortici sul profilo. Notare in questo caso che a 25° il flap superiore risulta abbassato, probabilmente risente già del distacco che avviene prima lungo il profilo, per cui non riesce ad interagire con il flusso d'aria. Una volta raggiunti i 30° entrambi i flaps rimangono abbassati, il flusso è completamente distaccato.

Per quanto riguarda i risultati quantitativi, si riportano i grafici elaborati con l'ausilio di matlab (fig.5.10).

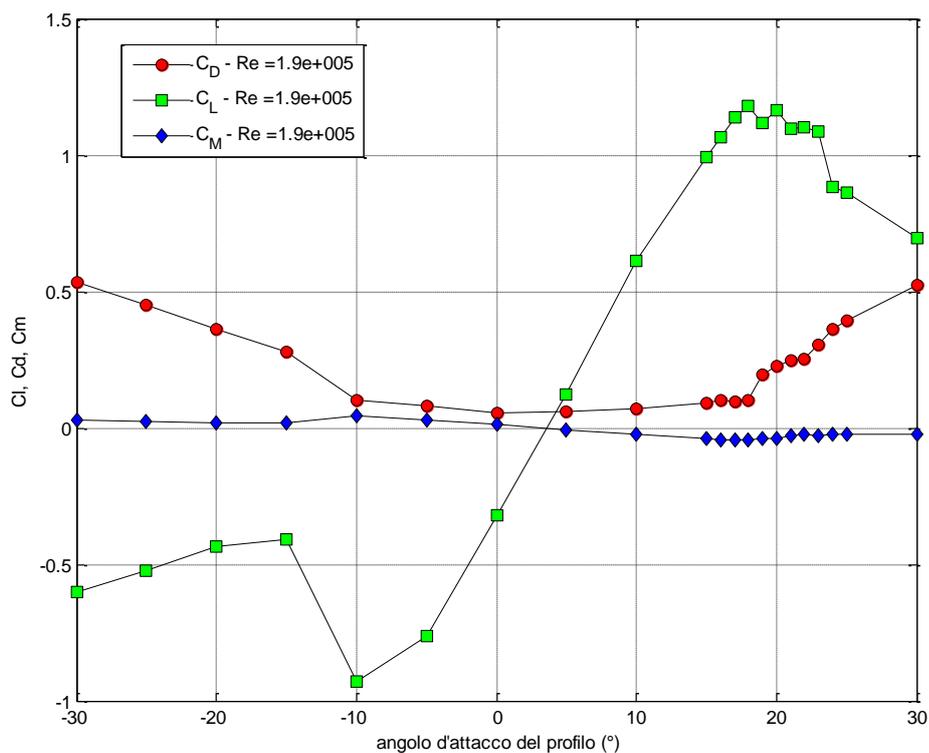


Fig.5. 10: risultati prove con due serie di flaps

In questo caso il risultato è eccezionale perché appare evidente il raggiungimento del ritardo dello stallo. Tuttavia è da osservare come nel drag già dai 18° esso cominci a crescere con andamento deciso in particolare tra 18° e 19° (fig.5.12). Si osservi inoltre che il picco massimo di C_l è inferiore rispetto al caso senza flaps (fig.5.11). Tuttavia prima dello stallo la portanza rimane inferiore a quella dell'ala priva di controllo, si suppone allora che questo fenomeno, che si presenta per tutte le tipologie sia legato alla presenza dello schotch e delle nervature sull'estradosso.

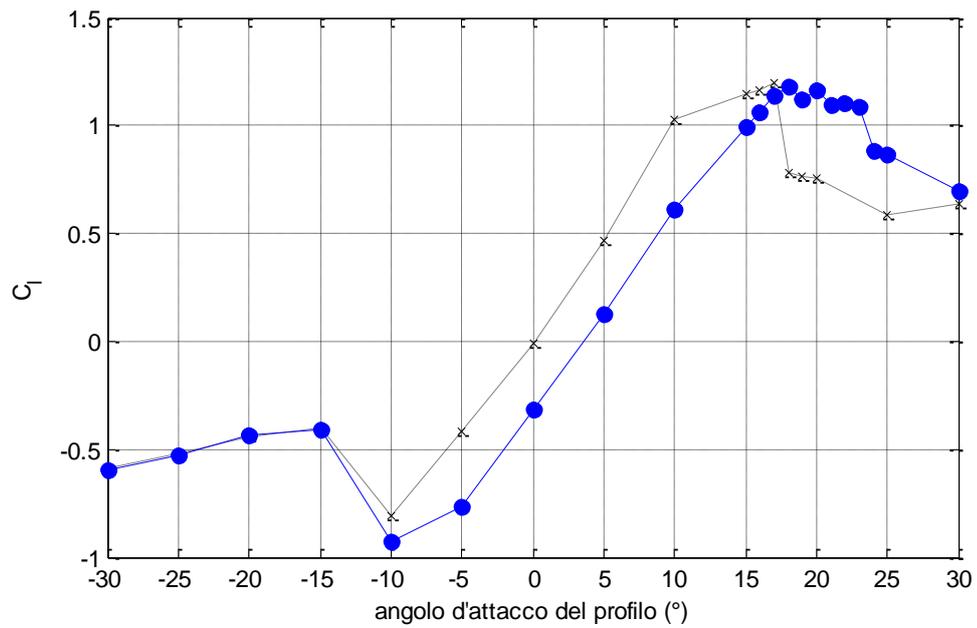


Fig.5. 11: Cl risultati prove con due serie di flaps

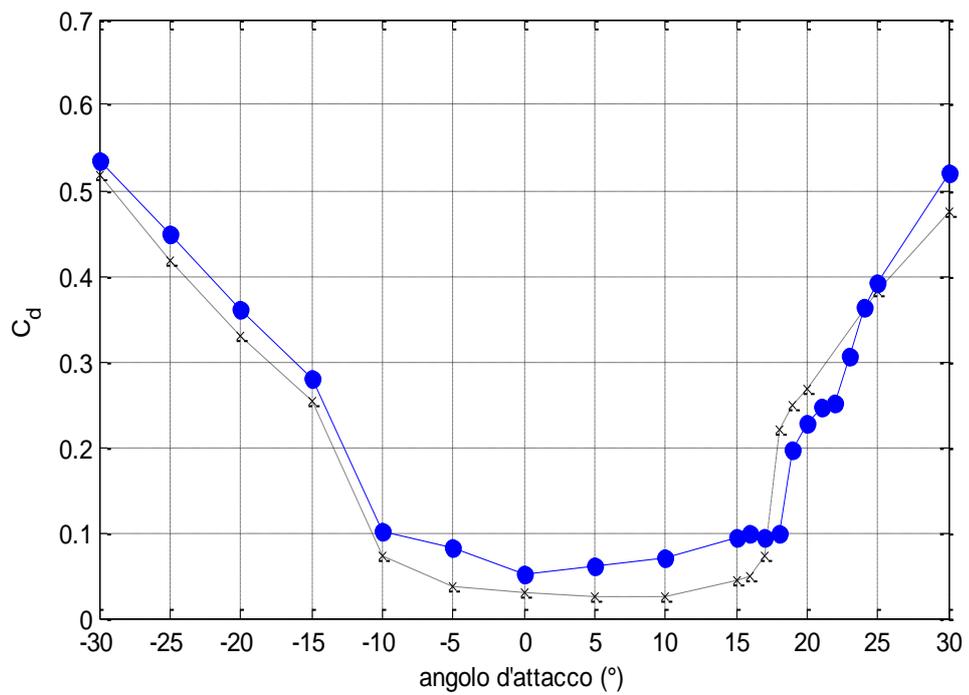


Fig.5. 12: Cd risultati prove con due serie di flaps

Di seguito si riportano i valori puntuali del coefficiente di portanza legata alla presenza del flap permeabile (tab.5.3).

α° / tipologia prova	Senza flap	Due serie di flap	%
5°	0.4697	0.1246	-73
10°	1.025	0.6105	-40
15°	1.144	0.9925	-13
16°	1.167	1.064	-8.8
17°	1.201	1.139	-5
18°	0.7794	1.18	+51.4
19°	0.762	1.118	+46.7
20°	0.7595	1.163	+53
25°	0.5831	0.8623	+47.9
30°	0.6396	0.695	+8.7

Tab.5.3: Confronto valori CI e percentuali delle variazioni prodotte dai due flaps

La tabella evidenzia che la presenza delle due serie di flaps sia decisamente sconsigliata a bassi angoli d'attacco, ma con la loro introduzione viene completamente annullato il fenomeno dello stallo tra 17° e 18° ed in generale da 18° si ha un incremento di CI con un massimo di +53% a 20°.

5.2 Confronto con la letteratura

Innanzitutto bisogna dire che non è possibile un vero confronto con la letteratura poiché l'argomento è attualmente in via di sviluppo e nella comunità scientifica si sta cercando di giungere ad una conclusione seguendo strade differenti. Comunque non mancano evidenti analogie con diversi lavori che sono stati condotti in America e che si stanno svolgendo in questi mesi in Germania e Francia.

Procedendo in ordine cronologico: nel 2004 all'42th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Shatz insieme ai colleghi Meyer, Bechert ed Hage, presentò un articolo dal titolo: "Separation Control by Self-Activated Movable Flaps" in cui si proponevano i risultati dei test in galleria del vento e numerici riguardo flaps mobili su un profilo alare HQ17.

I primi risultati ottenuti mostrarono che a bassi angoli d'attacco quando il flusso non è ancora distaccato, il flap rimane leggermente alzato e questo provoca un piccolo aumento della resistenza per effetto della separazione alla fine del flap. Inoltre si manifesta un leggero decremento di portanza legato alla presenza del flap che virtualmente modifica l'angolo d'attacco della parte terminale del profilo. Nonostante i problemi evidenziati nei test di flaps in plastica o in sottili lastre di metallo, sperimentarono una tipologia di flaps "jagged" (ovvero con bordo d'uscita con profilo trapezoidale, fig.5.13) ed una porosa; i risultati a cui sono pervenuti vengono riportati in figura 5.14.

Non potendo operare un diretto confronto, avendo usato un profilo alare differente e flaps realizzati con materiali e tecniche diverse, possiamo però apprezzare il comportamento qualitativo che appare simile a quello riprodotto in sede di esperimenti.

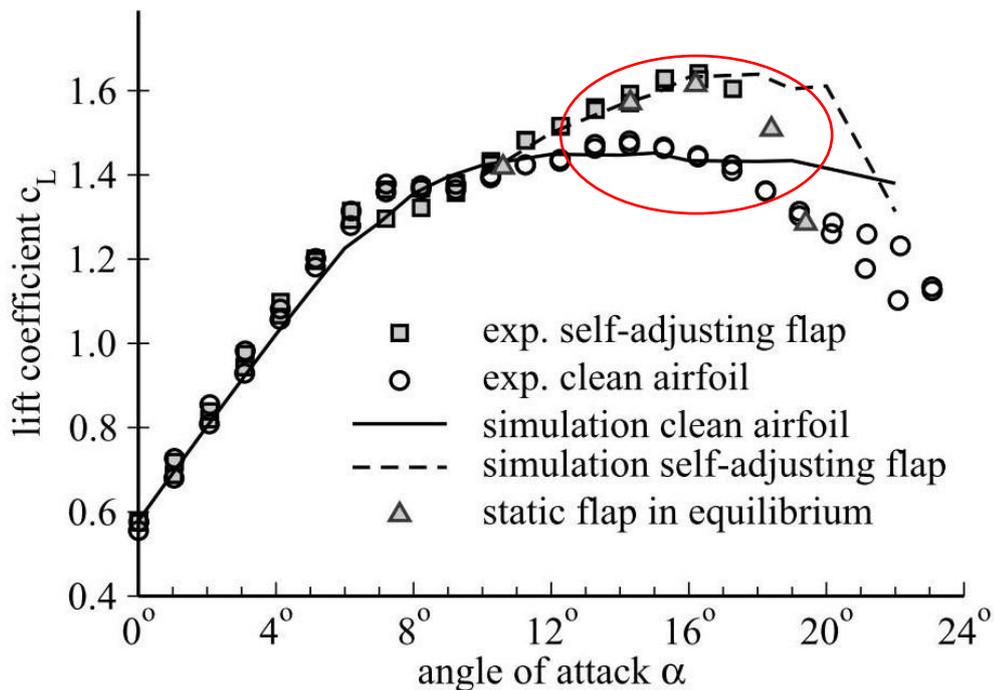


Fig.5. 13: Risultati esperimenti Shatz, sovrapposizione dei risultati con e senza flaps; l'incremento di portanza ottenuto è decisamente sensibile

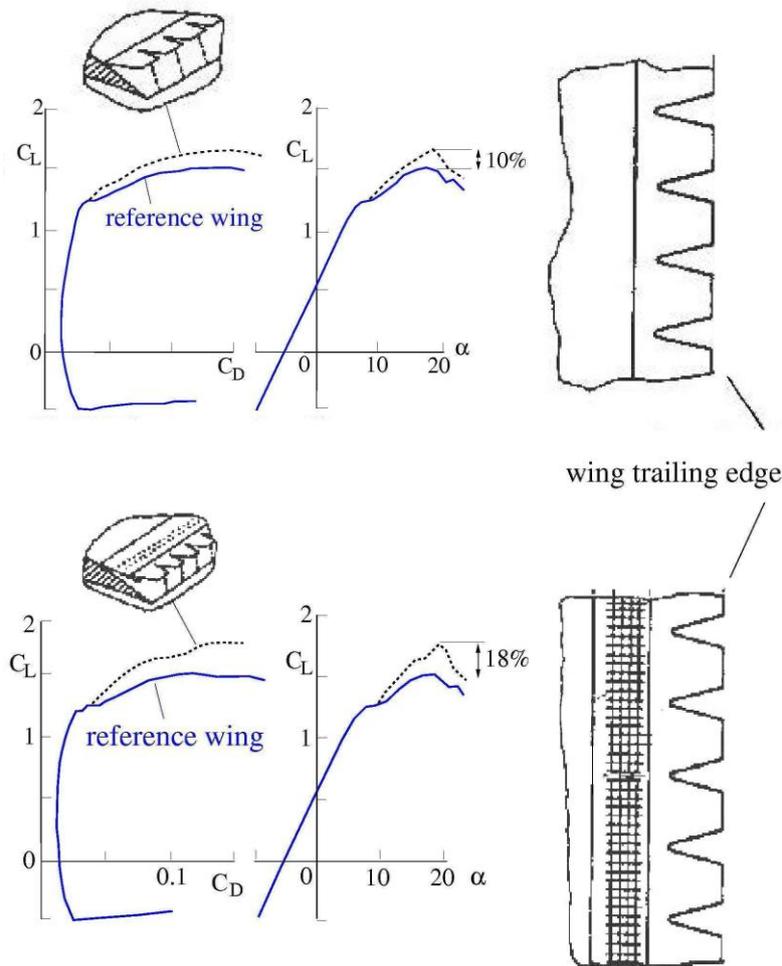


Fig.5. 14: risultati con i jagged flaps

Decisamente più recenti, sono i risultati ottenuti negli ultimi mesi da S.Kunze e Ch. Brücker presso la Technische Universität Bergakademie Freiberg, descritti in un rapporto dal titolo: “Separation Control of Circular Cylinder and Airfoil Flow via Self Adaptive Hairy-Coating”. La ricerca riguarda il controllo della separazione del flusso su un cilindro e attorno ad un profilo alare, che come nel nostro caso è avvenuta tramite un controllo passivo, poroso (che non ostacola il flusso ma lo compenetra), in grado di auto-regolarsi in base alle specifiche caratteristiche del flusso. Anche in questo caso sono state testate più configurazioni; per il solo cilindro vediamo le molteplici realizzazioni (fig.5.15) ovvero: il cilindro “clear”(privo di flaps), con una protuberanza di pezzo inserita sul retro del tubo, con flaps rigidi, con flaps flessibili “hairy”. Di seguito riportiamo anche i risultati ottenuti (fig. 5.16),

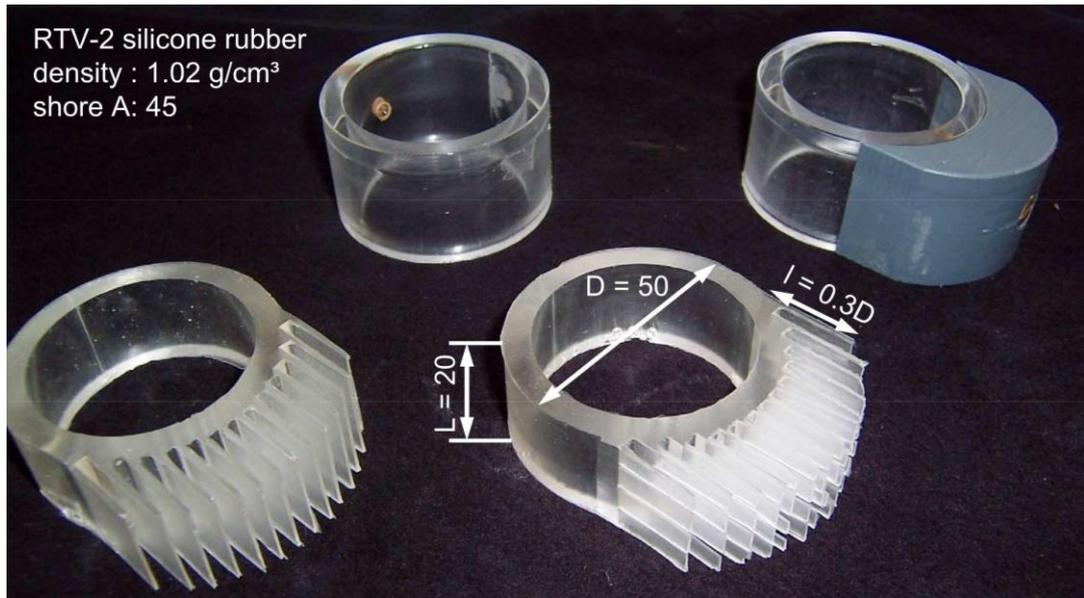


Fig.5. 15: Tipologie di “flaps” testati su un cilindro da Brücker

Cylinder Experiments – Results $Re = 27200$

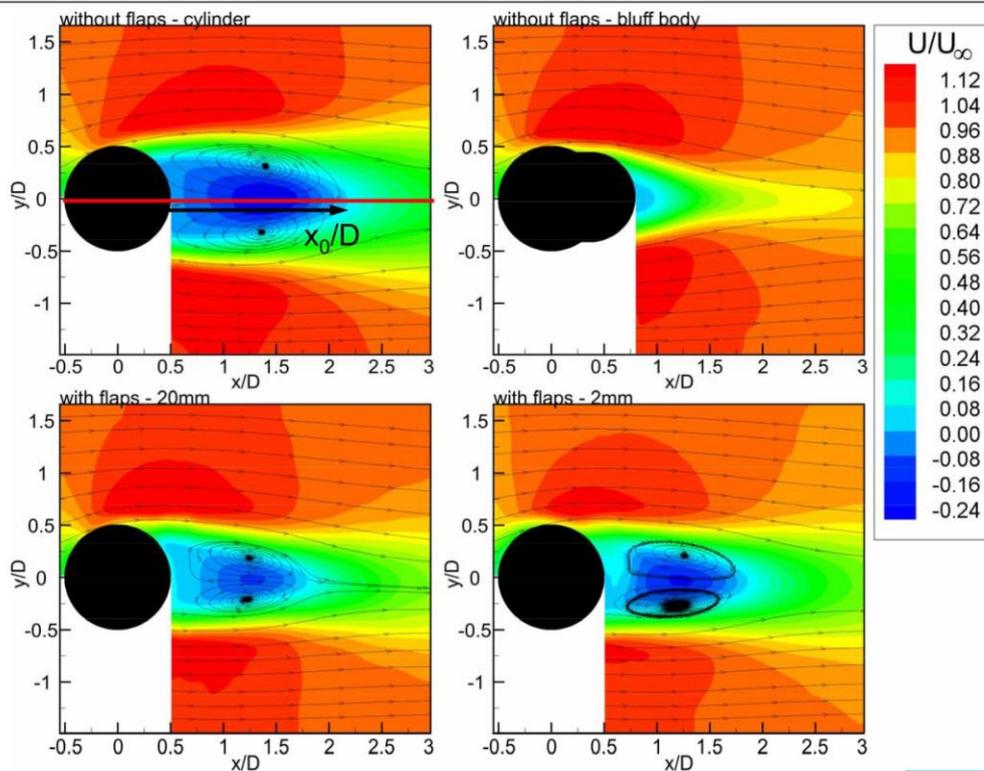


Fig.5. 16: Risultati numerici delle configurazioni mostrate in fig. 5.15

Per quanto riguarda la sperimentazione su profili alari, sono stati investigati sedici differenti casi: con il profilo “clear”, uno con rigid flap, 9 con flexible flap e 5 con hairy flaps. I risultati (fig.5.17) hanno provato che i flaps flessibili e quelli hairy prevengono la separazione del flusso ad angoli d’attacco fissi, mentre quelle hairy riescono ad avere un notevole effetto provocando il ritardo della separazione del flusso sul profilo in movimento che gradualmente incrementa il proprio angolo d’attacco.

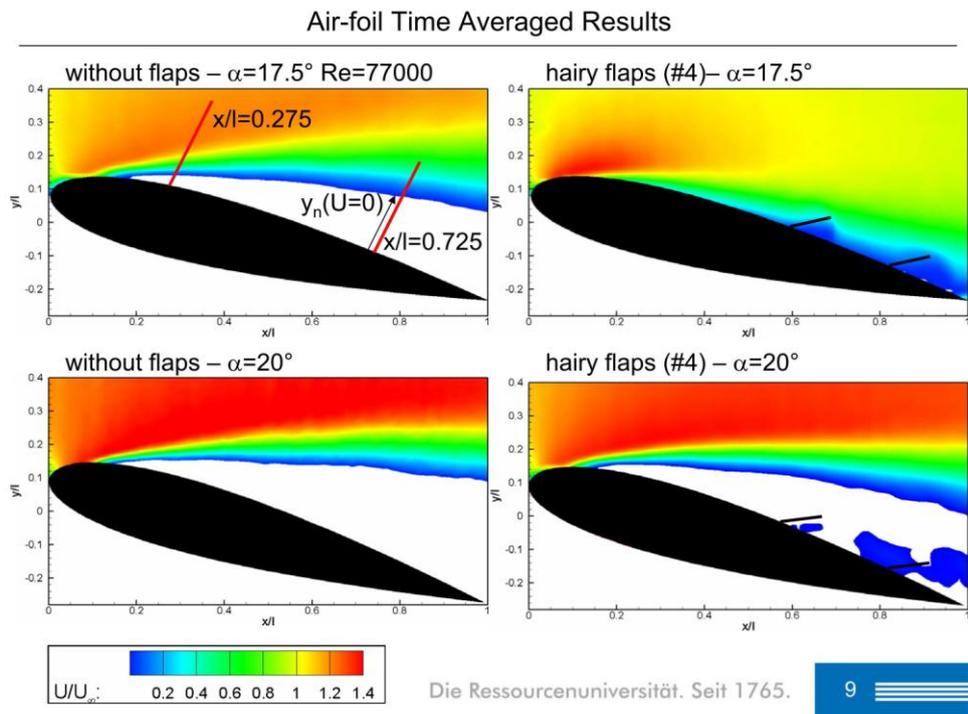


Fig.5. 17: Risultati numerici della sperimentazione su profili alari

Da ultimo riporto il lavoro condotto da uno studente del Politecnico di Orleans Daoud Farouk, con il professor Mazellie, dal titolo “Etude numérique et expérimentale du contrôle d’un décollement par volet flexible et poreux pour l’amélioration des performances aérodynamiques ” nell’anno 2009/10. Gli studi condotti tramite simulazioni numeriche ed in galleria del vento hanno portato a risultati molto simili tra loro. In particolare in questa sede l’interesse è rivolto alle quattro configurazioni sperimentate in galleria del vento. Le prove si sono svolte con un angolo d’attacco fisso $\alpha = 20^\circ$, due flaps aventi differenti lunghezza $l_1 = 11 \text{ cm}$, $l_2 = 5 \text{ cm}$, posti di volta in volta al 50% e al 25% della corda.

I risultati complessivamente raggiunti da Farouk in termini di Cl e Cd sono riportati nella tabella 5.4.

	Référence	11cm.25%c	11cm.50%c	5cm.25%c	5cm.50%c	5cm.75%c
Cy	15.97	14.93	16.56	13.07	16.35	16.51
Cx	1.78	0.64	0.80	0.97	1.19	1.29
Cl	0.77	0.73	0.81	0.64	0.80	0.80
Cd	1.04	0.83	0.94	0.88	0.98	1.00

Tab.5 4: : Risultati prove sperimentali nelle quattro configurazioni

Complessivamente operando un confronto qualitativo con tutte le esperienze riportate possiamo ritenere i nostri risultati soddisfacenti e conformi a quanto si sta sperimentando attualmente in altri ambienti scientifici. Questo rappresenta un'ulteriore convalida di quanto provato sperimentalmente.

6. Conclusioni e sviluppi futuri

In questo capitolo verrà dato un giudizio conclusivo riguardo i risultati trovati sperimentalmente e seguiranno riflessioni su come proseguire il lavoro per poter giungere ad altri obiettivi.

6.1 Conclusioni

Per avere i criteri con cui giungere al giudizio conclusivo sono riportati sinteticamente i risultati (CI) della sperimentazione (fig.6.1, tab. 6.1).

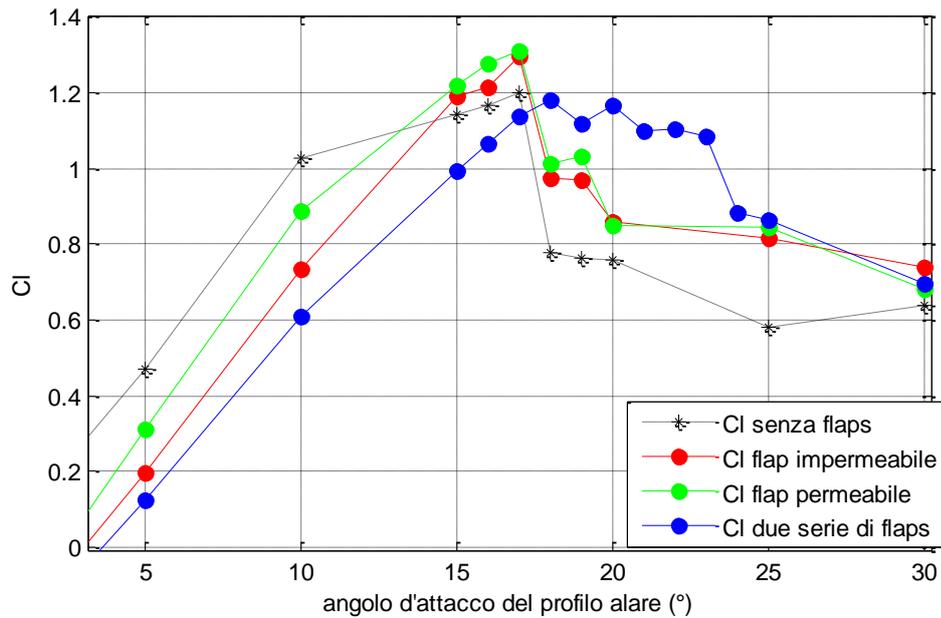


Fig.6. 1: Confronto tra i risultati di CI delle varie prove

α° / tipologia prova	Senza flap	Flap scarsamente permeabile	%	Flap permeabile	%	Due serie di flap	%
5°	0.4697	0.1955	-58	0.3103	-34	0.1246	-73
10°	1.025	0.7346	-28	0.8889	-13	0.6105	-40
15°	1.144	1.19	+4	1.218	+6.5	0.9925	-13
16°	1.167	1.215	+4	1.275	+9.3	1.064	-8.8
17°	1.201	1.294	+7.7	1.309	+9	1.139	-5
18°	0.7794	0.9749	+25	1.011	+29.7	1.18	+51.4
19°	0.762	0.9698	+27.3	1.03	+35	1.118	+46.7
20°	0.7595	0.8585	+13	0.8513	+12	1.163	+53
25°	0.5831	0.8157	+39.9	0.8467	+45	0.8623	+47.9
30°	0.6396	0.7392	+15.6	0.6794	+6	0.695	+8.7

Tab.6. 1: Rappresentazione sintetica dei risultati della sperimentazione

Può essere interessante leggere la tabella sia in verso verticale che orizzontale, infatti in entrambe le direzioni si possono fare confronti utili.

Partiamo dallo scopo della ricerca: ottimizzare un profilo alare dal punto di vista aerodinamico una volta che giunga in condizioni critiche, altrimenti dette di stallo che in queste condizioni si verifica tra 17° e 18° . L'obiettivo è stato perseguito; infatti seguendo la tabella possiamo notare che dopo i 17° tutte le configurazioni testate comportano un significativo incremento della portanza, procedendo in senso orizzontale, da un minimo del 25% ad un massimo del 51.4% con i due flaps in serie a 18° . Di conseguenza con le prime due tipologie di flaps utilizzati si è ridotta la caduta di portanza dovuta al verificarsi dello stallo, mentre nel terzo caso lo stallo è stato posticipato di 5° , questo fatto rappresenta il raggiungimento dell'obiettivo.

Per contro a bassi angoli d'attacco del profilo, in particolare intorno a zero gradi, gli effetti dell'introduzione dei flaps risultano negativi anche se gradualmente la riduzione di portanza viene ridimensionata. Come già evidenziato (cap.5), a bassi angoli d'attacco quando il flusso non è ancora distaccato, il flap rimane leggermente alzato e questo provoca un aumento della resistenza per effetto della separazione alla fine del flap. Inoltre bisogna tenere conto del fatto che il sistema costruttivo dei flaps prevede che essi siano vincolati con scotch telato sovrapposto a filo in nylon, e questo modifica la forma dell'estradosso del profilo, pregiudicando la stabilità del flusso su di esso. Inoltre si manifesta un leggero decremento di portanza legato alla presenza del flap che virtualmente modifica l'angolo d'attacco della parte terminale del profilo. La somma di tutti questi fattori causa il decremento di portanza tra zero e dieci gradi. Ciò non toglie che ideando nuove configurazioni si possano limitare le perdite anche a bassi angoli d'attacco.

In via ipotetica, al fine di testare e migliorare questa nuova tecnologia, è possibile suggerire la sua funzionalità: come in ogni applicazione reale, i flaps realizzati hanno un campo di impiego differente, infatti per l'utilizzo in condizioni di regime si rivelano più utili i singoli flaps che apportano incrementi significativi di Cl (intorno al 10%) già a 15° , in particolare forniscono prestazioni migliori se porosi. Per applicazioni decisamente più spinte, ovvero per velivoli che si trovano frequentemente in condizioni critiche di stallo risulta più conveniente adottare due serie di flaps che permettono, ritardando lo stallo, di avere prestazioni più performanti.

6.2 Sviluppi futuri

Come anticipato, non si ha la pretesa di esaurire l'argomento e non siamo giunti ad un punto di arrivo circa l'impiego di flaps passivi biomimetici; con questo ciclo di studi si è aperta la possibilità di intraprendere una nuova strada di approfondimento della fisica e dell'ingegneria. Questo lavoro rappresenta solo la punta di un iceberg ancora tutto da scoprire, pertanto in quest'ottica i possibili sviluppi futuri al momento rischiano di essere limitati rispetto alle potenzialità intrinseche dell'applicazione di flaps.

La priorità in un futuro prossimo è quella di ripetere le prove, migliorando le prestazioni del controllo studiato in questa sede a bassi angoli d'attacco; inoltre occorre testare numerose altre configurazioni per ampliare lo spettro della ricerca. A questo proposito propongo alcune delle possibili strade da seguire: riprodurre le sperimentazioni fatte altrove per convalidarne eventualmente i risultati, testare altri materiali e altre strutture, collocare il flap in altre posizioni, mettere in serie più di due flaps. In un ottica di perfezionamento di quanto testato attualmente occorrerebbe integrare nel profilo il sistema filo in nylon- scotch evitando così di avere sull'estradosso sporgenze che rendono precoce il distacco del fluido a bassi angoli d'attacco, aumentando la turbolenza. Sempre mantenendo quanto fatto, può avere importanti risvolti didattici effettuare delle visualizzazioni tramite fumo del flusso in galleria del vento.

Approfondendo maggiormente la questione, risulta interessante cercare di riprodurre i risultati relativi all'applicazione di flaps realizzati come unioni di strisce perché non sono solo oggetto di ricerca nel mondo ma anche di brevetto. Questa configurazione a setole infatti andrebbe ad interagire direttamente con il fluido senza problemi di porosità poiché rimangono immersi in esso.

Per quanto riguarda la scelta di un materiale differente, sono possibili moltissime variazioni sul tema; esistono infatti materiali tecnici porosi come il gore-tex microgrid, ma anche materiali più comuni, ad esempio cotone o lana rimanendo nel campo dei tessuti. Se si intendono invece scegliere materiali di natura differente: metalli o plastiche occorre fare piccole modifiche strutturali ovvero provvedere a renderli porosi, per esempio forandoli o rendendo l'uscita del flap non lineare ma frastagliata (jagged flaps vedi § 5.2). Un ulteriore tentativo di analisi che può essere condotto è quanto influenza la parte del flaps che, nella configurazione provata, rendeva l'attacco del flap flessibile e la determinazione della rigidità flessionale ottima, che dipende sia dalla lunghezza che dal diametro del filo utilizzato.

Oltre a ciò può risultare interessante fare diversi cicli di prove variando la rigidità del flap tra zero (assenza di rinforzo) ed un valore fissato, che nel caso sperimentato per il tratto in acciaio era circa infinito.

In alternativa occorrerebbe, mantenendo invariata la struttura, provare a collocare il flap in posizioni differenti, ad esempio $\frac{1}{2}$ della corda o ripetere le misure per altre velocità. Un altro spunto di riflessione può essere dato dal fatto che due flaps in condizioni critiche lavorano meglio di uno. Quali conseguenze potrebbe portare l'inserimento di un ulteriore flap, o più ancora?

7. Bibliografia

- [1] Microsoft Corporation, Enciclopedia Microsoft Encarta 2008 premium.
- [2] Enciclopedia Motta, Motta Federico 1979, Milano.
- [3] <http://zapatopi.net/kelvin/papers/letters> Letter from Lord Kelvin to Baden Powell Dec. 8, 1896.
- [4] http://zapatopi.net/kelvin/papers/interview_aeronautics_and_wireless.html Interview in the Newark Advocate April 26, 1902.
- [5] Yunus A.çengel, Cimbala John M., 2006, Fluid mechanics: fundamentals and applications, Mc Graw-Hill, New York.
- [6] Bechert D.W, Bruse M., Hage W., Meyer R., (2000), Fluid mechanics of biological surfaces and their technological application, *Naturwissenschaften* 87:157-171.
- [7] Carruthers A. C., Thomas A. L. R. and Taylor G. K. (2007), Automatic aeroelastic devices in the wings of a steppe eagle *Aquila nipalensis*. *J. Exp. Biol.* 210,4136 -4149.
- [8] March A.I., Bradley C.W., Garcia E., (2005) Aerodynamic properties of avian flight as a function of wing shape, Paper no. IMECE 2005-83011, pp.955-963 .
- [9] Ruck S., Tischmacher M., Schenkel T., and Oertel H., (2010), IFMBE proceedings 31-Biofluidmechanics of Avian Flight: Recent Numerical and Experimental investigations, World Congress of Biomechanics (WBC2010) IFMBE proceedings 31.
- [10] Venkataraman D. and Bottaro A., (2010), IFMBE proceedings 31-Flow Separation Control on a NACA0012 Airfoil via a Porous, Compliant Coating, world congress of biomechanics (WBC2010).
- [11] <http://it.wikipedia.org/wiki/Ipersostentatore>.
- [12] Freda A., (2008), Caratterizzazione del flusso indisturbato nella galleria del vento DICAT-DiFi, Rapporto interno DICAT.
- [13] <http://www.mathworks.it/> .
- [14] <http://www.ni.com/labview/i/>.
- [15] <http://it.wikipedia.org/wiki/AutoCAD>.
- [16] http://it.wikipedia.org/wiki/Teoria_della_trave.
- [17] Han S.M., Benaroya H. e Wei T., (1999), Dynamics of transversely vibrating beams using four engineering theories, *Journals of Sound and Vibrations*, Vol. 225, No. 5 pp. 935-988.
- [18] Kunze S., Brücker Ch. (2010), Separation Control of Circular Cylinder and Airfoil Flow via Self Adaptive Hairy-Coating, Comunicazione privata.

8. Ringraziamenti

Concludendo questo lavoro desidero ringraziare chi lo ha reso possibile: in particolare il Professor Alessandro Bottaro che oltre ad avermi dato la possibilità di intraprendere questo lavoro di tesi, mi ha anche stimolata a non perdere l'entusiasmo di fronte alle difficoltà, ed in fondo mi ha convinta che lavorando in Università ci si possa divertire. Subito dopo ricordo il Professor Luigi Carassale per la disponibilità dimostrata in qualsiasi momento ed il Dottor Andrea Freda con il suo animo critico per l'aiuto in fase di progettazione ed allestimento delle prove.

Vorrei ringraziare anche i due dottorandi che ho incontrato in questi mesi di lavoro in laboratorio: Michela Marrè Brunenghi e Stefano Sandon; Michela è stata un fondamentale sostegno nell'apprendimento di matlab ed in generale nei momenti di sconforto digitale; Stefano per avermi aiutato in modo insostituibile nella fase di montaggio del telaio e per essere stato un compagno nella sperimentazione e nel fine settimana in università.

Ringrazio anche la signora Elsa e la signora Vanda per la fase di "taglio e cucito" necessaria alla realizzazione dei flaps.

Desidero ringraziare i miei genitori per il sostegno che mi danno sotto ogni punto di vista (anche se queste due righe non gli rendono il giusto merito). La nonna Rosa, famosa per le sue torte di riso, ma non solo.

I miei compagni di "classe" di questi anni: Anteo, Alessandro, Chiara e Gabri, con cui spero di condividere ancora un po' di studio.

Da ultimo ma non per ultimi, tutti gli amici con cui condivido e ho condiviso questi anni di università (e appa) ed in generale l'avventura che è la vita.